

特集：ガスタービンの最前線で活躍する研究者・技術者たち

本特集を企画するにあたって

坂野 貴洋*¹
BANNO Takahiro

2011年が始まりました。読者の皆様はどのような新年をお迎えになったのでしょうか？在り来たりではありますが、昨年を振り返り、新たな気持ちで前向きな目標を持つ良い時期ではないかと思えます。昨年は我が国における研究者・技術者にとって大変喜ばしく、また、勇気を与えられた一年でした。JAXA「はやぶさ」の帰還、ノーベル化学賞受賞、日本人初のママさん宇宙飛行士誕生等々、各分野において大きな業績が成し遂げられました。これも在り来たりのフレーズではありますが、科学技術立国である我が国の「誇り」が呼び戻されたのではないかと思えます。また、技術者として大した実績がある訳ではありませんが、私自身にとってもこのようなニュースは技術分野に携わる者として、良い「刺激」となり、日々の業務に追われ忘れかけている、技術者としての目標を再度見つめ直す良い機会となりました。「七転び八起き」「最後まで諦めない」、どのような成功の陰にも困難を乗り越えるための「努力」や「精神力」、時には「運」があるものです。日々の業務に忙殺されるだけでなく、「高い志」と「誇り」を持って、納得できる一年を過ごしたいものです。読者の皆様にとっても良い一年であることをお祈り致します。

さて、本年は当学会にとって大きな節目の年となります。当学会のメイン行事である国際ガスタービン会議(IGTC)の開催が第10回を迎え、また、昨年、当学会は「公益社団法人」への移行について申請を行いました。審査が無事に進めば本年より「公益社団法人」として新たに生まれ変わることになります。このような節目となる本年の学会誌初号の特集を企画するにあたり、適切な特集とは何か、思い悩みました。当学会はガスタービン関連技術の専門の学会であり、やはり新年初号の特集としてガスタービン関連の最新技術を紹介することが相応しいのではないかと一旦は考えました。私が本学会で編集の企画業務をさせていただくのは昨年から始めてであり、委員会等などで多くの研究者・技術者の皆様のお話しを聞く、又は、お話しさせていただく機会が増えました。そこで感じたことは、やはり様々な分野の違う人達の考え方や経験談、将来像などを聞くことは新鮮であり、日頃自分の分野から大きく離れることなく過ごす私自身にとって良い「刺激」を得ることができた、と言うことでした。特に私のようにガスタービン業界においてユー

ザー的な立場の者にとっては、研究・技術開発において苦勞された裏話やそれを達成するための強い情熱、将来に対する考え方など、研究者・技術者とはどうあるべきかを考えさせられる内容も多くありました。このような様々な分野で活躍される皆様の経験談やガスタービンに対する思いなどを紙面で紹介出来れば、特に若手の技術者・研究者や学生の皆様にとって良い刺激になるのではないかと、また、異分野交流を紙面で出来るのではないかと考えました。

ここで私の経歴を少しだけ書かせていただきますが、学生時代は機械工学を専攻、燃焼関係の研究を行っていました(恩師の目に触れるかもしれないので余り調子の良いことは書けません)。私の隣りで友人がマイクロガスタービンの研究を行っていましたのでガスタービンとの関わりはその程度でした。地元の基盤産業に携わりたいとの思いで弊社へ入社し、偶然配属された四日市火力発電所が当時弊社において唯一産業用の大型ガスタービン(1100℃級コンバインドサイクル)を採用していたこともあり、以降ガスタービンとの関わりが深くなりました。当時は大型ガスタービンの歴史も浅く、トラブル対応に追われ、それがかえってガスタービン技術への関心を高めました。その後、弊社研究所でガスタービン材料の研究に携わり、当学会への入会もその時だったと記憶しています。私のようなユーザー側の立場の者にとって、当学会は少し敷居の高い印象もありましたが、最新の技術動向を入手したいとの思いで入会し、今に至っています。

今回の特集「ガスタービンの最前線で活躍する研究者・技術者たち」ですが、当学会はガスタービンという設備を基軸として、多種多様な研究者・技術者が集っている学会です。各分野においてガスタービンに接するに至った経緯や取り組んできた内容や経験、その思いもそれぞれであります。また、将来に対する思いも様々です。今回、多忙な中、ガスタービンの研究・開発現場で活躍されている各分野のベテランから若手の研究者・技術者に執筆を依頼させていただきました。従来の「設備」「技術動向」等とは違い「人物」に焦点を当てた特集となっています。自分野のみならず異分野の、また、世代間を越えた研究者・技術者の考え方等に触れることで読者にとって良い刺激や学びの機会になれば幸甚であります。最後に、従来の論文とは違う内容の依頼に対し、快く承諾していただいた執筆者の皆様がこの場をお借りし感謝致します。

原稿受付 2010年12月10日

* 1 中部電力(株) 発電本部 火力部 運営グループ
〒461-8680 愛知県名古屋市中区東新町1番地

特集：ガスタービンの最前線で活躍する研究者・技術者たち

極超音速ターボジェットエンジンの研究開発

田口 秀之*¹
TAGUCHI Hideyuki

キーワード：極超音速，ターボジェット，液体水素燃料

1. 大学におけるジェットエンジンとの関わり始め

私がジェットエンジンに関わるようになったのは、大学の専攻を選ぶ際に、自分の将来を自問自答したのがきっかけです。当時は、スペースシャトルが運航を開始し、日本においても、宇宙まで自在に飛行できる「スペースプレーン」を実現しようという機運が高まっている時期でした。当時はインターネットはありませんでしたが、自分なりに資料を調べ、その実現の鍵がジェットエンジンを含む推進系の技術革新であることを知りました。当時の私としては、そんなSFのような仕事を選んで良いのかという迷いもありましたが、実際に研究開発が進んでいるのなら、自分もその世界に飛び込んで、やれるだけやってみようと思ったのです。

大学の卒業設計では、スペースプレーンの初期加速用推進系として有力視されていた空気液化式ロケットエンジン（LACE）の設計をしました。最初にエンジンサイクル解析を行いました。インテーク、空気液化器、ターボポンプ、燃焼器等の設計諸元を決めるために、かなり多くの仮定値を設定しないとイケないことに愕然としました。卒業設計では、仮定値を基に図面を引きましたが、このエンジンを本当に機能させるためには、まだまだ勉強が必要と感じました。

大学院では、スペースプレーンの高速度加速用推進系として有力視されていたスクラムジェットエンジンの研究を行いました。私は、当時の研究で主流だった水素燃料の代わりにメタン燃料を用いて超音速燃焼を実現することで機体搭載性を改良するための研究を行いました。

2. メーカー技術者としての経験

1993年に三菱重工業株式会社に就職し、液体ロケットエンジン設計課（愛知県小牧市）の将来推進系グループに配属されました。この職場では、LE-5 / LE-7エンジンシリーズの他に、実際のハードウェアとしてLACEやスクラムジェットを設計、製造しており、実物の迫力に圧倒されました。ここでのエンジン設計開発の経験は、その後の研究開発において大いに役立っています。H-II

ロケット1号機の打上げ作業にも参加し、純国産ロケット開発を進めてこられた諸先輩のご苦勞を現場で感じました。

また、航空宇宙技術研究所（当時）のラムジェット推進研究部（宮城県角田市）が進めていた日本初のスクラムジェットエンジンの設計製作とフリージェット風洞実験にメーカー側担当者の一人として参加しました（図1）。当時ご指導をいただいた諸先輩の皆様には本当に感謝しております。



図1 スクラムジェット実験に参加する著者

その後、1996年に航空宇宙技術研究所（当時）の原動機部（東京都調布市）に就職しました。採用時の面接では、「退職までに自分が乗れるスペースプレーンを実現します」といった突拍子もない宣言をしましたが、当時の幹部の皆様から激励のお言葉をかけていただき、この研究所の懐の深さに感激しました。

3. 国立研究所におけるスペースプレーンの研究

原動機部では、STOL実験機「飛鳥」に搭載されたFJR-710エンジンの運転制御試験、極超音速輸送機用推進システム（HYPRエンジン）の関連研究、およびスペースプレーン用エアターボラムジェットエンジンの研究が進められていました。これらの国家プロジェクトにおいて国立研究所が果たすべき役割についても、上司から教えていただき、重責に身が引き締まる思いでした。

原稿受付 2010年11月30日

*1 宇宙航空研究開発機構 研究開発本部
〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

私は、この恵まれた研究環境でスペースプレーンの初期加速用推進系の研究を開始しました。それまでの研究では、マッハ5以上ではスクラムジェットかロケットエンジンしか、現実的な選択肢がありませんでした。一方、マッハ5以下では、ターボ・ラムジェット、エアターボラムジェット、LACE、ロケットエンジン等の多数のエンジン概念が提案されていました。これらの候補から、スペースプレーンに最適なエンジンを解析的に導出しようと試みたのです。

この比較検討は予想以上に大変な作業になりました。それぞれのエンジンは、燃料消費率と推力重量比のバランスが大きく異なるため、単純比較はできなかつたからです。例えば、ロケットエンジンのように燃料消費率が大きくても、推力重量比が大きければ、短時間で加速するロケットでは十分に成立します。一方、有翼のスペースプレーンを考えた場合、空気中を上昇飛行する際にロケットエンジンを使用すると、すぐに燃料が尽きてしまいます。結局、最適なエンジンを提案するために、スペースプレーン全機およびエンジン構成部品の簡易設計をして飛行解析を行い、同じ機体規模で運搬できるペイロードの大小で比較検討を行いました⁽¹⁾。

この解析では、現実的な材料で単段式スペースプレーンを実現するのは非常に困難であることと、二段式スペースプレーン(図2)であれば、現実的な材料で実現できる可能性があることが判りました。また、二段式スペースプレーンの一段用エンジンとしては、LACEのようなロケットエンジン系のエンジンよりも、燃料消費率に優れたジェットエンジン系の極超音速エンジンが適していることが判りました。



図2 二段式スペースプレーン

当時は、宇宙科学研究所(神奈川県相模原市)において、二段式スペースプレーンに適用することを想定したエアターボラムジェットエンジン(ATREX)の実証研究が進められていました。そこで私は、ATREXグループとの連携を強化して研究を進めることを上司に提案しました。この研究連携においては、「液体水素燃料を用いた予冷方式の極超音速ジェットエンジンを実現する」という共通目標を設定し、必要な要素技術の研究を開始しました。通常のターボジェットエンジンの作動速度の上限はマッハ3程度です。一方、エンジン入口に予冷器を装着して燃料の液体水素と熱交換をすることにより、

高速飛行時に高温となる空気の温度を低下させ、ターボジェットエンジンの作動速度の上限をマッハ5程度まで拡大することが可能となります。

4. 極超音速エンジンの研究開始の経緯

2003年には、宇宙3機関が統合し、宇宙航空研究開発機構(JAXA)が設立されました。また、2005年には、JAXA内の有志による喧々譁々の議論の末にJAXA長期ビジョンが設定され、「2025年までにマッハ5クラスの極超音速実証機による飛行実証を行う」ことが目標として定まりました。我々は、二段式スペースプレーンの初段技術を用いて、まずは、太平洋を2時間で横断できる極超音速旅客機の実現を目指すことにしたのです。

JAXA長期ビジョンを受けて、我々は、ATREXエンジンの技術蓄積をベースにして、「極超音速ターボジェットエンジンの研究開発」を開始しました。この新しい研究開発の目標を設定するに当たり、私は、敢えて小型化することで、このエンジン技術をできるだけ早期に「飛行実証」することを主張しました。その背景には、以下の2点の動機がありました。

第1点は、宇宙開発関係者から空気吸込式エンジンの実現性が疑われていたことです。多くの関係者に、「飛んでいないエンジンは信用しない。どんなに解析結果を見せられても、そんなエンジンに開発予算はつけられない」と言われました。意識すると、「欧米の宇宙先進国が実現していないようなエンジンには何か欠点があるはずだから、日本は手を出すべきではない」ということです。でも、ある程度の予算をかけなければ、新しい概念のエンジンを実証することはできませんし、いつまでたっても日本は欧米の後追いから抜け出せません。そこで、提案した開発予算を付けてもらえないなら、今使える研究予算の範囲で、「飛行実証」までたどり着ける低コストプランを考えようと思い立ちました。

第2点は、イギリスに留学した際に、コンコルドに搭載されたOlympus593エンジンの開発に関わった方に聞いた話です。このエンジンは起動時に許容される圧縮機の作動範囲が非常に狭く、ほぼ1本道の作動線を通り過ぎさせるような運転が要求されるとのことでした。ところが当時はFADEC(Full Authority Digital Engine Control)はありませんでしたので試行錯誤でこの起動スケジュールを作ったとのことでした。超音速商業運航をしたコンコルドのエンジンでさえ、計算しつくされた技術ではなく、試行錯誤で仕上げた部分があったということが驚きでした。

この方に、日本は民間超音速エンジンを作れるだろうか聞いた際に、「独自に開発した民間超音速エンジンで商売をしていないような国が、民間超音速エンジンを作れるわけがない」と断定されてしまいました。この時は、泥臭い開発を乗り越えて民間超音速エンジンを完成させた技術者の静かな自信を目の前にして、飛行可能

なエンジンを作った経験すらない自分があまりにも無力であることをとても悔しく感じました。解析や要素実験で技術が完成してから大きな予算でエンジンを開発するのではなく、まずは最小規模の研究用エンジンを作って、「飛行実証」までの一通りを経験したいという強い願望を持つようになりました。

「飛行実証」については、日本版スペースシャトルであるHOPEの飛行実験に参加してキリバスやスウェーデンに長期出張をした経験から、考えるところが多くありました。海外で飛行実験を実施する場合は、実験の本筋以外で発生する長期出張費用や管理費用が膨大となっており、とても通常の研究費では賄えないと感じていました。

そこで、研究用エンジンの仕様設定においては、コスト低減のために以下のことを考慮しました。

- ・予冷方式の極超音速ターボジェットエンジンの特徴である、液体水素燃料取扱技術、燃料過濃燃焼技術等を実証できる規模は確保する。
- ・構成部品を国内で既存の試験設備で試験できる規模（空気流量 1 kg/s程度）とし、新規設備建設や海外設備利用に伴う大型の出費が発生しないようにする。
- ・エンジン運転実験や飛行実証の規模を小さくするため、エンジン本体をできるだけ小型化する。特にJAXA角田宇宙センター（宮城県角田市）のフリージェット風洞で試験できるよう、全長を 3m以下にする。
- ・メーカー支援を必要としない規模にし、通常の実験装置と同様に自分達でエンジン本体を組み立てる。
- ・飛行実証に伴う実験隊員の出張費用や輸出手続き等に必要時間を節約するため、国内実施を厳守する。
- ・飛行実験機は組立状態で大型トラックに入る規模とし、現地組立作業に伴う旅費増加を避ける。

5. 極超音速エンジンの設計と要素実験

関係者の議論を受けて、飛行実証を想定した極超音速ターボジェットエンジン（図3）の仕様が決まり、各要素部品の設計、製作が始まりました^{(2),(3)}。

このエンジンは、可変インテーク、予冷器、コアエンジン、再熱燃焼器、可変排気ノズルで構成されています。このエンジンの主要諸元を表1に示します。

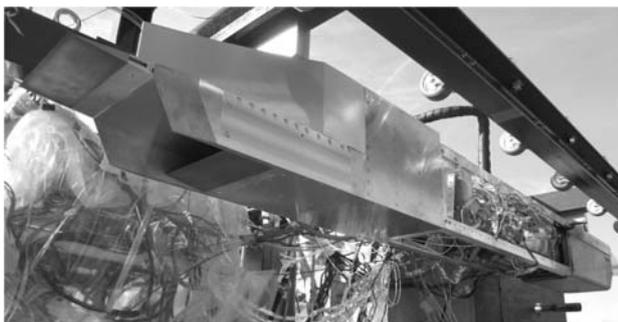


図3 極超音速ターボジェットエンジン

表1 極超音速ターボジェット主要諸元

全長	2.7	m
空気流量	1.0	kg/s
コアエンジン回転数	80000	rpm
圧縮機圧力比	6.0	
主燃焼温度	1223	K
再熱燃焼温度	2073	K

可変インテークについては、HYPRエンジンの設計法を参考にして矩形可変インテークを新規に設計し、JAXA調布航空宇宙センターの極超音速風洞で性能を確認しました⁽⁴⁾。このインテークでは、上流側と下流側のリンク機構を接続することで、駆動力を低減する方式を考案して採用しました。何回か風洞実験を実施し、低速から極超音速までの圧力回復率を向上させるためのディフューザ形状の改良や、衝撃波の振動によるエンジン破損を防ぐための作動範囲の研究を行いました。

予冷器は極細のステンレス管を用いたシェル・アンド・チューブ型熱交換器とし、ATREXエンジンの研究成果を反映して、チューブの直径と間隔を設定しました。予冷器単体試験では、液体水素を冷媒として、広い当量比範囲での冷却特性を取得しました。当量比の高い実験では、空気の一部が液化し、LACEに近い作動となりました。

コアエンジン（図4）は、斜流圧縮機1段と軸流タービン1段の1軸ターボジェットとし、開発リスクの低減を図りました。また、逆流型水素燃焼器を採用して軸長を短くすることで、高速回転時の軸振動の問題の回避を試みました。斜流圧縮機を採用したのは、外径を極力小さくして極超音速エンジンの外部抵抗を低減したかったためと、単段で高圧力比を得たかったためです。軸流圧縮機や遠心圧縮機と違って、斜流圧縮機の設計法は確立されていませんでしたので、基本形状を設定したあとは、CFDを半年程度流し続け、目標性能を得るための形状の微修正を繰り返しました。

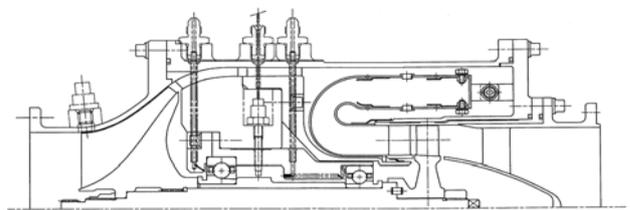


図4 コアエンジン断面図

斜流圧縮機については、常圧リグ試験を行う設備を整備する予算が無かったため、既存の減圧チャンバーに試験装置を入れて低動力のモーターで回転させて性能を取得する試験を実施しました。この試験では、モーターやコントローラが減圧環境による冷却不足で加熱して溶損するトラブルが発生したため、回転速度を設計点の60%

程度までしか上げることができませんでした。

そこで、次に実機用タービンに外部から空気と燃料を供給して燃焼ガスで駆動し、圧縮機を回転させて単体性能を取得する実験（ワークシェアエンジン実験：図5）を行いました。この実験では、ある程度の圧縮機性能マップを取得できたものの、回転速度制御の異常による意図しない回転速度急上昇を経験し、冷汗をかきました。これは、回転速度信号がノイズの影響で安定しなかったことが原因であり、計測系の信頼性確保の重要性を思い知りました。また、2次空気の圧力バランスが実機エンジンと異なるため、ある条件を超えると燃焼ガスが軸受部に流入して、軸受温度が急上昇するというトラブルが発生しました。



図5 ワークシェアエンジン実験

この実験は、JAXA能代多目的実験場（秋田県能代市）で2007年3月に実施しました。トラブル対策のために計測制御室からエンジン実験場所までの屋外を100m程度歩いて往復する必要があるのですが、季節外れの暴風雪に見舞われ、体力が消耗しました。

このような状況で、圧縮機性能マップは十分には取得できていなかったのですが、水素燃焼器については、JAXA調布航空宇宙センターの燃焼試験設備において、離陸からマッハ5までの想定作動条件で安定した作動を実現⁵⁾していましたので、コアエンジンの起動シーケンス実験に移行することになりました。この実験では、始動モーターで30%回転まで加速アシストをすることで自立回転に移行することを確認できました。一方、実験の過程では、モーター過電流による電線溶損、モーター接続部品の破損、不適切な燃料制御によるバックファイヤの発生、加速不良によるタービン入口温度制限超過等の様々なトラブルを経験しました。

6. 極超音速エンジンの地上燃焼実験

コアエンジン起動と自立運転の見通しが立ったため、2007年10月から、極超音速エンジン全体の地上燃焼実験

を開始しました。この実験においては、予冷器に液体水素を供給して熱交換をし、その水素を再熱燃焼器で過濃燃焼させる、極超音速エンジンの基本サイクルを実証できました。また、飛行実験機に搭載する燃料供給系やエンジン制御装置も完成し、様々な条件で技術データを取得することができました⁶⁾。この一連の実験においても、新しい段階に入る度に新しいトラブルに見舞われました。初めて回転速度を上昇させた時には、始動モーター制御装置が起電流で破損したため、以後は、リレーを入れて回路を遮断することにしました。初めて予冷実験をした時には、回転速度ピックアップ付近が急激に冷却されて、パルス信号の電位ドリフトを起こし、回転速度表示が消えたため、非常停止をかけました。このため、以後は、パルス信号の振動成分を抽出する電気回路に変更しました。飛行実験機に搭載した実験では、それまでの実験では無かったエンジン外殻振動が発生したため、エンジン回転速度を制限する必要が生じました。

液体水素を用いたエンジン地上燃焼実験は、安全確保のために屋外で実施しました。このため、屋外実験ならではの問題も多くありました。JAXA大樹航空宇宙実験場（北海道大樹町）における飛行実験機搭載形態の燃焼実験（図6）では、騒音対策に労力を注ぎました。飛行実験の実施を考えると、この場所で事前に燃焼実験を行う必要があったのですが、エンジン騒音が周囲の牧場の家畜に与える影響が懸念されたため、騒音解析、騒音計測や近隣牧場へのご説明等、エンジン本体とは別の問題の対処にも相当な時間をかけました。また、夜中の暴風によって、仮設テントや防護壁が吹き飛ばされたため、急遽、夜中に実験場に駆けつけたこともありました。

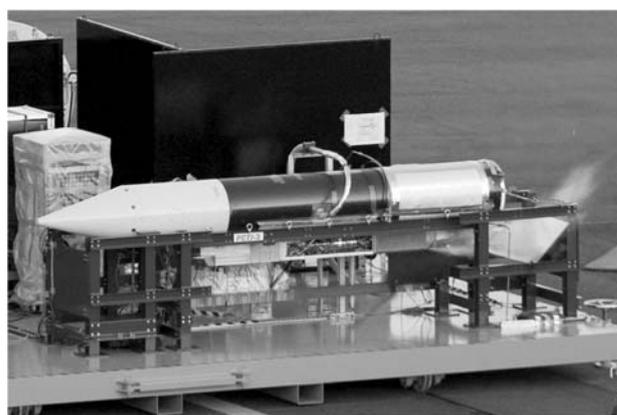


図6 飛行実験機搭載形態の地上燃焼実験

7. 極超音速エンジン研究の今後の展開

関係者の長年の努力の結果として、2010年には、大気球からの自由落下による極超音速エンジンの超音速性能実験⁷⁾を実施できました。この実験準備作業でも様々な苦労があったのですが、ここでは紙面の都合により割愛いたします。

今後は、極超音速ターボジェットエンジンの高速度域

性能実証（マッハ3～5）を計画しています。JAXA角田宇宙センターのフリージェット風洞において、高速気流中にエンジンを設置し、マッハ5までのエンジン推進性能を取得する予定です。その後は、マッハ5飛行実証を経て、極超音速旅客機用エンジンの開発に繋げて行きたいと考えています。

8. 最後に

「スペースプレーン」や「極超音速旅客機」という途方もない夢を追い求めているうちに、40代に入ってしまった。このまま夢を追い求め続けていて良いのか、それとも、もっと短期間で世の中に役に立つ研究にシフトした方が良いのではないかと葛藤もあります。いつの時代もそうかも知れませんが、実現までに時間のかかる研究を提案しても、そう簡単に認めてもらえるものではありません。まだ、我々のエンジンが図面と計画線表でしか見せられなかった頃、その価値を理解して辛抱強く予算を配分してくださった上司の皆様には深く感謝いたしております。

常に金欠に苦しむ我々の研究グループの信条は、「金を使う前に自分の頭と手足を使う」ことと、「出来ない理由を考える暇があったら、目の前の問題を何とかすることを考える」ことです。また、大メーカーに仕事を願うような予算規模ではないため、職員と技術研修生（大学院生）の混成チームで研究活動を進めています。技術研修生の皆さんは、「JAXAにおける最先端の研究生活」のイメージを打ち砕かれ、職員と一緒に、ヘルメットと汚れた作業着で実験場を走り回っています。（図7）



図7 地上燃焼実験の集合写真

研究用の極超音速ターボジェットエンジンが完成して、地上燃焼実験に成功した際には、多くの方から、激励のお言葉をいただきました。しかし、私達の挑戦は、まだ道半ばです。登山に例えれば、最初は山頂がうっすらと見えているだけの山を、無謀にも登り始めた感じでした。今は、山頂への道が見えてきましたが、より一層険しい道が続いていると感じています。

今後ますます、日本ガスタービン学会の皆様にご指導を賜る機会があるかと存じますが、その際は、どうぞよろしく願いいたします。

謝辞

極超音速ターボジェットエンジンの研究開発においては、JAXA研究開発本部の小林弘明氏、小島孝之氏、本郷素行氏、原田賢哉氏、岡井敬一氏、正木大作氏、藤田和央氏、北條正弘氏、JAXA宇宙科学研究本部の澤井秀次郎准教授、丸祐介助教、早稲田大学の佐藤哲也教授、室蘭工業大学の棚次亘弘教授、吹場活佳講師、およびJAXA技術研修生の皆様のご協力をいただきました。また、JAXA関係職員、共同研究先および委託研究先の大学教員、大学院生の皆様、製作会社の皆様のご支援をいただきました。ここに御礼申し上げます。

参考文献

- (1) 田口秀之他、「宇宙航空機に適用する予冷ターボエンジンの性能解析」、宇宙航空研究開発機構研究開発報告、JAXA-RR-04-039, (2005).
- (2) 佐藤哲也、田口秀之、「極超音速予冷ターボジェットエンジンの開発研究」、日本ガスタービン学会誌 34(3), pp. 199-204, (2006).
- (3) Taguchi, H., et al., "Design Study on Pre-Cooled Turbojet Engines for Hypersonic Airplanes," Proceedings of 25th International Symposium on Space Technology and Science, pp. 95-100, (2006).
- (4) 小島孝之他、「矩形形状可変インテークのマッハ5空力特性」、日本航空宇宙学会論文集, 第53巻, 第622号, pp.532-540, (2005).
- (5) 岡井敬一他、「極超音速飛行試験用小型水素燃料アニュラ燃焼器の開発と試験」、宇宙航空研究開発機構研究開発報告、JAXA-RR-05-011, (2006).
- (6) 小林弘明他、「飛行実験用極超音速ターボジェットエンジン制御装置の開発」、宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-08-012, 1-25, (2009).
- (7) 丸祐介他、「高々度気球を用いた超音速空気吸込式エンジンの飛行実験計画」、日本マイクロ重力応用学会誌, Vol. 26, No. 1, (2009).

特集：ガスタービンの最前線で活躍する研究者・技術者たち

ガスタービンの開発経験について

谷村 和彦*1

TANIMURA Kazuhiko

キーワード：CGT, SMGT, M7A-02, M7A-03, 再生サイクル, 熱交換器, 熱交配管, 振動計測

1. まえがき

私は小学生の頃から航空機、特にジェット戦闘機などに強い興味を持ち、父に買ってもらった航空機の図鑑で、それらの動力源であるジェットエンジンに出会った。中でもその精巧な透視鳥瞰図に目を奪われたことを記憶している。これが原体験となってジェットエンジンに興味を抱くようになり、航空原動機講座のある大阪府立大学に進学した。当時、第二次オイルショックの影響もあったことから在学中は原動機の高効率化や石油代替燃料の利用研究に興味を持ち、卒業研究では、メタノール燃料の改質吸熱反応を利用した化学再生ガスタービンサイクルをテーマ研究として1985年に卒業した。学生時代には単車で関西一円をくまなくツーリングしたりと、決して勉強ばかりしていたわけではないが、そこは趣味を専攻としたようなものであったことから、結果的に関西航空学会賞を受賞し、まあ学生としてはそこそこの出来だと思いついていた。そんなわけで川崎重工に入社し、航空エンジンの国際共同開発や、自社開発エンジンの開発部門へ配属されるものと期待していたのだが、ライセンスエンジンの技術部門に配属され、結構落ち込んだことを

覚えている。ここから5年間、ライセンス先との折衝や、生産サイドとの調整、出荷エンジンの性能未達対応など、地味ではあるが重要な業務経験を積み、6年目に当初の希望に叶う産業ガスタービン技術部門に移籍することとなった。それ以来、今日に至るまで自社開発ガスタービンの開発に従事している(図1)。これらの経験について紹介してみたい。

2. ライセンス技術部門時代の社内勉強会

当初配属されたライセンス技術部門では、CH-47ヘリコプター用ガスタービンであるT55-K-712, UH-1, AH-1S用T53-K-703エンジンの部品国産化と技術図面・規格管理や、これらライセンスエンジンの性能保証を担当した。配属先では、提携先の出荷基準でエンジン性能を評価、管理していたが、エンジンが出荷基準を満足しない場合、ライセンス先のマニュアルを頼りに経験によるトラブルシューティングが行われていた。これが必ずしも効果的な対策にならず問題となっていた。

もともとガスタービンサイクルを専攻し、純技術的な仕事を希望していた私は、卒論で作成したガス熱物性の評価プログラムをベースに、限られた量産計測項目から仮定を置いて圧縮機、タービンの要素性能を評価するプログラムを作成し、従来の判定基準に要素性能分析を加えることで、トラブルシューティングの効率化を図った。

しかしながら、これらのエンジン性能評価、トラブル



図1 M7A-03試作初号機と筆者

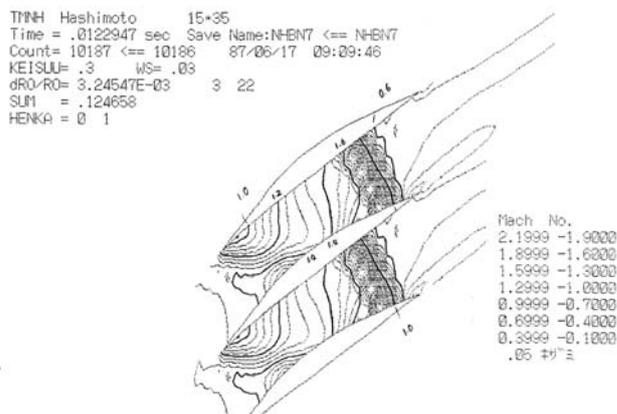


図2 社内CFD勉強会向けDenton法解析例

原稿受付 2010年11月10日

*1 川崎重工(株) 明石工場 産業ガスタービン技術部
〒673-8666 明石市川崎町1-1

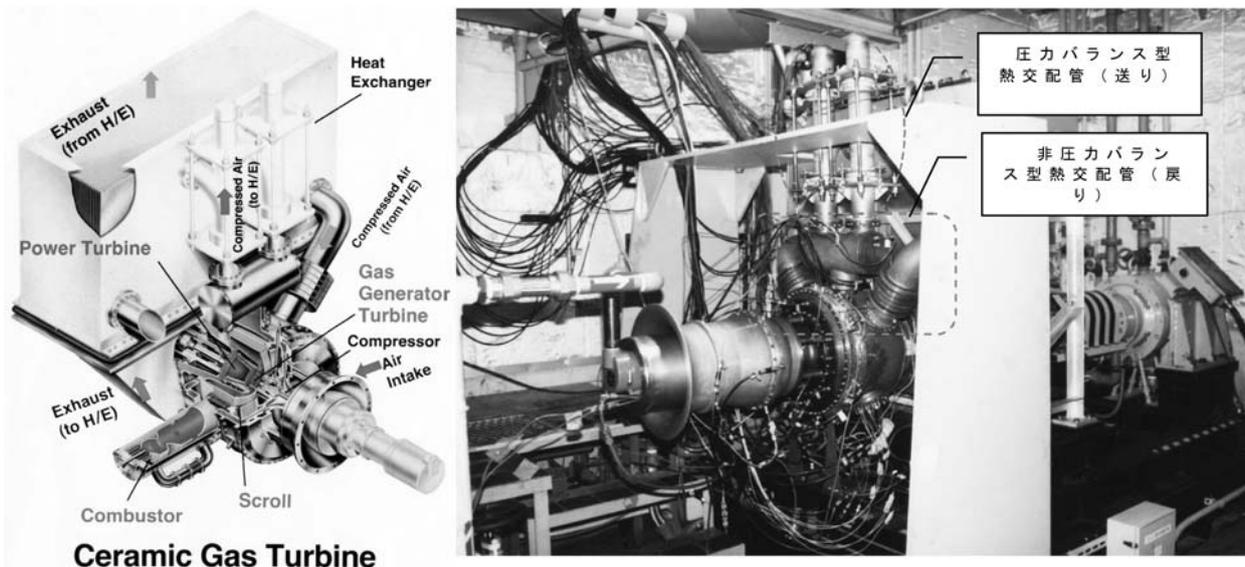


図3 300kW級セラミックガスタービン CGT302

シューティング業務は頻発するわけではないので、評価プログラムも一度完成してしまえばマイナーなプリ・ポスト処理の変更位しかない。後はライセンス図面や規格の改定業務をこなすことが中心である。日常的にこのような業務だけでは技術的な素養が希薄化することから、社内勉強会には積極的に参加するように心がけた。中でも所属を超えた有志が参加した遷音速翼型とCFDツールの勉強会は相当力を入れて活動した。

当時は、遷音速CFDが実設計業務への導入を見据えて評価されている時期であり、弊社においても同様であった。当時のガスタービン学会誌においてもDenton法などのオイラー陽解法の論文⁽¹⁾が掲載されており、これらを手本にして、自分で基本的な準三次元CFDコードを作成し、社内の勉強会に解析結果(図2)を提供し、どのようなパラメータが解析精度、安定性等に影響するか、実用的な境界条件のあり方など議論を重ねた。そして入社6年目の1990年に、産業ガスタービンの開発部門に転籍し、300kW級セラミックガスタービンCGT302の

開発に参画した。

3. CGT302の開発

CGT302⁽²⁾(図3)は、後に担当するSMGT(Super Marine Gas Turbine)共々再生式ガスタービンである。再生式ガスタービンは、排気ガスを熱源として燃焼前の圧縮空気を予熱し、燃料を節約して熱効率を向上させる。これらの特性について、比出力と熱効率の関係を評価したものを図4に示す。タービン出口ガスが圧縮機出口空気を充分加熱できる低圧力比に熱効率のピークがあるが、その分、比出力は単純サイクルに劣る。この評価例では、タービン入り口温度(TIT)1200°Cの場合、圧力比8前後で熱効率が最高となっている。

私がCGT302ガスタービンプロジェクトに参加したのは、エンジンの詳細設計がある程度進んだ頃であり、担当業務は、熱交換器と、エンジンと熱交換器をつなぐ配管(以下、熱交配管)の設計仕様決定、エンジン運転試験および性能計測評価などであった。大学での専攻がガ

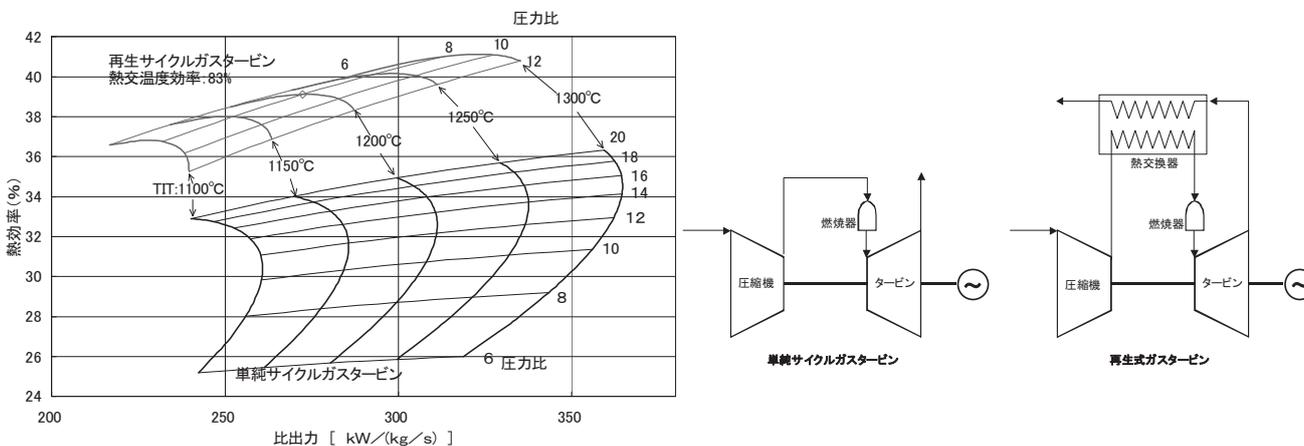


図4 単純サイクル、再生サイクルガスタービンの比出力と熱効率

スタービンサイクル論であった私は、当初「圧縮機及びタービンの空力設計は、高圧力比である単純サイクルガスタービンに比べると比較的容易」と言う程度の認識で、熱交換器関連の課題を認識できておらず、実機試験にてそのことを思い知るようになった。

基本的にコンパクトな軸対称構造を扱うガスタービン技術者にとって、熱交換器や熱交配管といった非軸対称大型高温構造物は、経験の浅い機械要素である。熱交換器や熱交配管では、ガスタービン内部で取り扱うより一桁以上大きい熱伸びが生じており、エンジンと熱交換器の取り付けフランジは、組み立て時と運転時でミリオーダーの熱伸び差が生じてしまう。この熱伸び差を吸収するため、フレキシブルなジャバラ管を組み込んだ熱交配管が使われる。

CGT302開発当初、エンジンと熱交換器をつなぐ配管については、前述のような難しい設計要求のある部品と認識せず仕様を決定した。図3に示すように、熱交換器へ圧縮空気を送る配管には圧力バランス型を採用したものの、熱交換器からエンジンに加熱空気を戻す配管は、寸法の制約から圧力バランス型の採用を諦めた。このため運転試験を開始して半年ほど経った頃、熱交換器からエンジンに加熱空気を戻す配管のフランジ周辺に亀裂が生じてしまった。戻り配管系を詳細評価したところ、ジャバラ管の内圧推力に加え、過渡状態での配管、熱交換器、エンジンの熱伸び差が大きく、想定以上の荷重が発生して損傷しており、その対策のために奔走した。この失敗経験は後日SMGTの開発で生かされることとなった。

CGT302の開発では、同じ形状の金属ガスタービン、1200℃セラミックガスタービン、そして1350℃セラミックガスタービンと段階的に開発された。その運転試験で奇妙な現象を経験した。

まず、セラミック部品と同一形状の金属部品で一連の運転確認を行い、安定運転を確立してから、セラミック部品の試験に移行した。移行試験でも、一度に全部品をセラミック化することはせず、段階的にセラミック部品化していく手順で試験が進められた。

その初回セラミック化試験にて、エンジンのアイドル状態で、直前の金属ガスタービン運転に異常がなかったにもかかわらず、排気温度がじわじわと上昇していき、ほとんど負荷を掛けていないにもかかわらず30分程で運転限界温度に到達する状況が発生した。そのような状況が起こったことから、一先ず熱交換器や、配管からの漏れ空気が部品の温度上昇に応じて増えた可能性を疑い、加圧試験など実施したが異常はなかった。よって次の可能性がクローズアップされた。

この試験ではガスジェネレータータービンロータだけをセラミック部品に置き換えたが、セラミックロータは金属ロータの約1/3しか熱膨張しない。このため金属シュラウドサポートに対してチップクリアランスが過大

となりこのような現象を起こした可能性である。更にCGT302のシュラウドサポートは熱交出口空気に曝される構造のため、エンジン起動後、熱交出口空気が温まるにつれ、チップクリアランスがじわじわと広がって行くことも状況と一致していた。よってタービンシュラウド側もロータと同じ線膨張係数のセラミック部品に入れ替えて運転したところ、この排気温度上昇は解消した。後から思えば当たり前ではあるが、ロータ側熱伸びとシュラウド側熱伸びのバランスを取ることはガスタービン設計の基本中の基本である。一見、堅実な逐次セラミック部品化試験計画でも、この視点が見過ごされていた。

その後CGTプロジェクトも、順調に進捗し、1350℃仕様の運転試験が準備されている頃、以前の勉強会でのアピールが功を奏してか、部内の遷音速タービン設計プロジェクトへの移動が決まった。

4. 遷音速タービン設計とM7A-02開発

ここでは、M1A-23のコストダウンと性能向上を狙い、遷音速タービンを初めて採用するM1A-23Bの開発と、M7A-01のアップレート機の開発が連続して行われた。

当時は、遷音速翼型設計ツールとして、DENTON法、DAWES法などが順次導入されていた頃であるが、技術研究所にて実施された遷音速翼列試験結果を踏まえながら翼型設計基準を整備しつつあった。それらを受けて、実設計業務にてこれら解析ツールの細かいパラメータ設定などを行いながらタービン設計を担当した。

M7A-02は、M7A-01をベースに圧縮機の新設計によりアップレートを図った機種である。ただし、開発コストを抑制するため、タービンは-01をベースに、必要部分のみ改修する方針が立てられた。圧縮機の定格流量、圧力比は、M7A-01の21.4kg/s、12.7から、M7A-02では

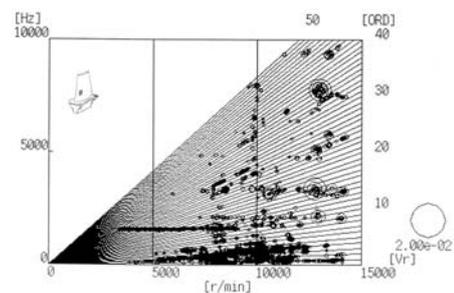
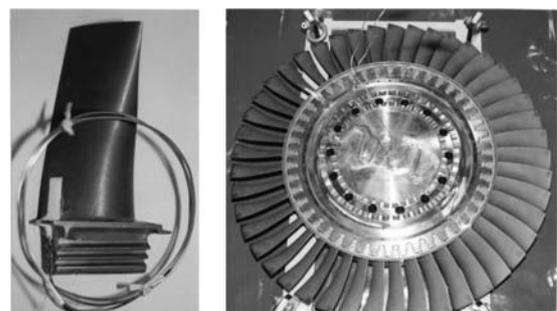


図5 M7A-02 4段動翼振動測定ゲージと計測事例

26.9kg/s, 16に増強されたが、タービン入り口修正流量はほぼ同一である。

タービン側については、圧縮機の定格条件でどのような作動状態になるか評価を進めたが、4段タービンの負荷が高すぎ、そのままではタービン効率の低下が許容できないことから、4段タービンを再設計し、3段タービンの負荷を若干上げつつ4段動翼高さ拡大により負荷を下げることになった。遷音速動翼であり、翼高さ拡大も行うことから、4段動翼振動の実機計測を行うこととなり、実用的な動翼振動の実機計測技術を確認しなければならなかった。当時の動翼振動計測技術としては、圧縮機側に適用するテレメータ+エポキシ樹脂固定歪ゲージ計測と、タービン側の溶射歪ゲージ+蝟付け配線固定、タービン軸端のフロン冷却スリップリング信号取り出し方式を用いていたが、特にタービン側の計測法は、スリップリングのコスト、計測信頼性、計測準備期間の点で量産機開発に適用するには難があり、この開発ではこれを改善することも要求された。幸いにもCGT302運転試験担当時に、これら特殊計測機器情報についても調査していたことから、歪ゲージの寿命程度に壊れなければ良いとの割り切りとコストバランスから、スリップリングを再選定し、M7A-02の開発試験に適用した(図5)。この改良によりタービン動翼振動計測は、コスト、準備期間の点で、より実用的な計測技術になった。

5. SMGTの開発

M7A-02の開発が一段落すると、今度はSMGT (Super Marine Gas turbine) の開発³⁾に参加する事となった。SMGTは2.5MW級の船用ガスタービンで、国内のガスタービンメーカー5社の共同開発による研究エンジンである。1997年から基礎研究がスタートし、前期のSMGT (1997～2002年度)、後期のSMGT2 (2002～2004年度、Super Eco Ship向け)へと発展開発された。高速ディー

ゼルエンジン並みの燃費性能と、排気のクリーン化、低騒音化により内航船の船内労働環境を改善することを狙ったエンジンで、CGT302と同様の再生式2軸ガスタービンである。弊社の担当は、エンジン開発の取りまとめと、燃焼器、ガスジェネレータータービンの開発であり、これら全般の設計を担当することとなった。

1) 再生式ガスタービンの熱交換器

CGT302, SMGTなど再生式ガスタービンのキー・パーツである熱交換器は、圧縮空気を流す熱交換器コア(以下、熱交コア)を、排気ガスを流すダクトで取り囲む構造(図6)となっている。弊社で採用しているプレートフィンタイプの熱交コアは、圧縮空気を流すセパレータ・プレートを、伝熱促進のためのコルゲーションを挟んで積層、接合した薄板構造体⁴⁾である。このように熱交換器は、ガスタービンよりも大きな筐体から受ける印象とは裏腹に、繊細な機械要素であり、運用では過剰な外力を避けなければならない。

2) 熱交配管

CGT302での熱交換器損傷経験をふまえ、2.5MW級船用ガスタービンでは熱交換器と熱交配管の熱伸び設計と配管構造設計を入念に行った。

実際のエンジンでは熱交換に関連する圧損設計を適切に行わないと熱効率低下が著しくなる。前述のように再生式ガスタービンでは、熱効率が最適となる圧力比が低いいため圧縮空気のボリュームフローが大きく、圧損を軽減するには配管サイズを大きくしなければならないが、一方でサイズが大きくなるほどジャバラ管は撓みにくく、熱交換器とガスタービンの熱伸び差を低い反力で吸収することが難しくなる。このため熱交換器および熱交配管メーカー担当と設計仕様を詳細に摺り合わせ、エンジンと熱交換器および熱交配管の熱伸びが、打ち消し合うようなレイアウトを採用した。加えて熱交配管についても、所定の圧損条件を満足する大口径ジャバラ管を採用しな

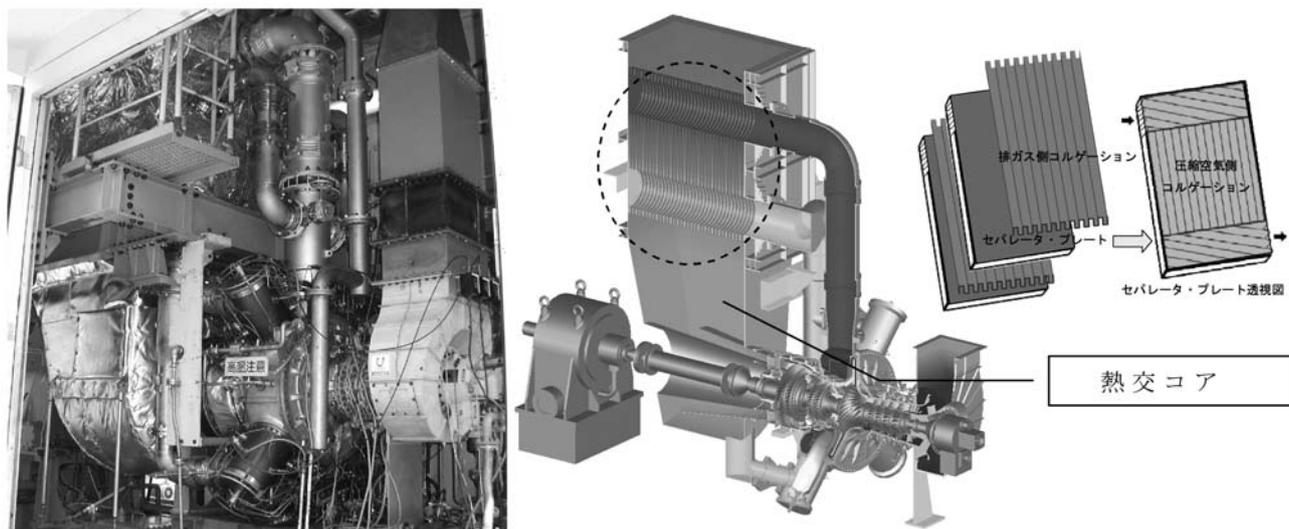


図6 SMGT概観形状と熱交換器

がら、そのレイアウトや、タイロッド、リンク位置を最適化することで、熱交換器にとって問題とされないレベルまで配管反力を低減した。たとえば図7に示すように、エンジンから熱交換器に圧縮空気を送る熱交配管については、3カ所にリンク付きジャバラ管を配することで、

約5トンの内圧推力はリンクが負担し、リンクでジャバラ管が曲がることによって、熱交フランジの熱伸び変位に低反力でフレキシブルに追随できるようにしている。

これらの設計経験から、改めてこれまでに開発された他社の再生式ガスタービンの公開情報を眺めてみると、エンジンと熱交換器、熱交配管周辺に、熱伸び吸収のためと考えられる様々な工夫が見られ、皆一様に苦労していることを実感した。

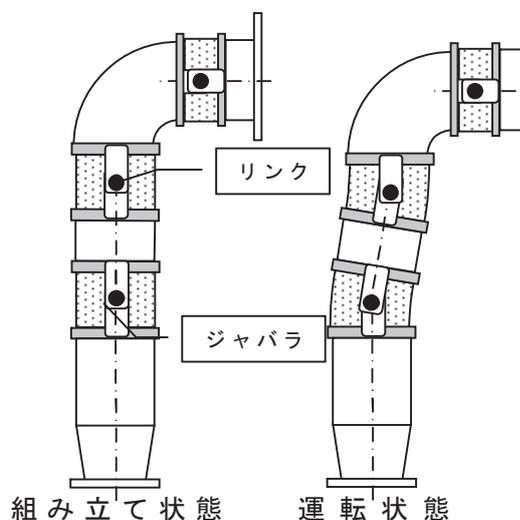


図7 熱交配管の可撓機構

3) 実機運転試験と熱力学的燃焼効率の異常

再生式ガスタービンでは、燃費を改善するために圧縮空気を排気ガスで加熱している。この事が単純サイクルガスタービンとは違った計測特性をもたらし、試験開始当初、戸惑うこととなった。

燃焼器が正常であれば、化学的な燃焼効率はほとんど100%に近い。このことはNO_xや未燃炭化物がppmオーダーで論じられることから容易に想像できる。通常この化学的な燃焼効率とは別に、ガスタービン性能評価では、計測の健全性をチェックする目安のひとつとして熱力学的な燃焼効率をモニターしている。熱力学的燃焼効率は、吸気流量、出力、温度、排気ガス温度、燃料流量といった一般的なガスタービンの性能計測値から、エンジン内での熱収支を評価して得られるもので、熱サイクル的に矛盾のない計測ができていれば、通常99%前後程度の数値となる。

ところが、初期のSMGT運転試験にて、個々の計測に問題がないにもかかわらず、この値が95%前後となり、計測担当を悩ませることとなった。一方で同一エンジンにて熱交換器をバイパスした単純サイクルモード運転を

行くと99%前後の燃焼効率が得られたことから、この現象は再生サイクルガスタービン特有の、内部漏れ空気の影響の違いによるものと考えられた。

単純サイクルガスタービンでは、冷却空気や部品同士の隙間を通してタービンに漏れ込む空気は、実TITやタービン効率に影響を及ぼすが、再生式ガスタービンにおいて冷却空気や漏れ空気が増えると、実際に熱交換器に流れる空気量が設計値より少なくなる。これを考慮せず、「設計流量の空気が熱交換器で排熱回収している。」として計測データを処理すると、燃焼前空気のエンタルピを実際より多く見積もり、その結果、熱力学的燃焼効率が見かけ上、低下してしまう。

運転状態でのタービン部品隙間について評価したところ、燃焼器とタービンの取り合いとなる部位などで、熱伸び差を吸収するための隙間が一部過剰で、熱交換器をバイパスする空気流量が設計値以上となり、この内部漏れ空気の影響で、熱交換器での排熱回収量が減り、熱効率が低下していた。これを是正したことが性能向上に大きく寄与し、SMGTは設計目標である熱効率38%以上を達成することができた。

ちなみに、CGT302運転試験では、このような燃焼効率異常を経験していないが、これはCGTが、冷却空気を必要としないため、熱交換器をバイパスする空気が殆どないことが理由である。

この経験から、単純サイクルガスタービンでは、高圧部の漏れ空気がタービン上流段に漏れる場合、TITの局所高温化を招き、NO_x性能や、タービンの耐久性に悪影響を与えるが、エンジン熱効率に余り影響しないことから、対策が不十分になりやすいことを認識した。

6. M7A-03の開発

SMGTの開発が実証機のSMGT2に移行する頃、M7A-02の改良案件が浮上してきた。開発完了当初は7MWクラスのガスタービンの中でも良好な性能を有していたM7A-02であったが、その後、他社競合機もアップグレードしてきたことから、これに対抗する改良計画のM7A-03⁵⁾(図8)がスタートし、そのメンバーとしてこの開発に参画することとなった。

コンセプトとしては、M7A-02の実績、信頼性は維持

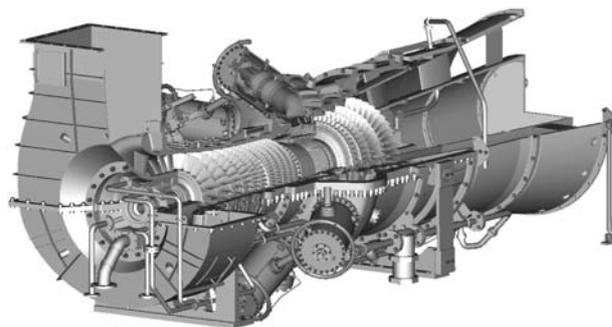
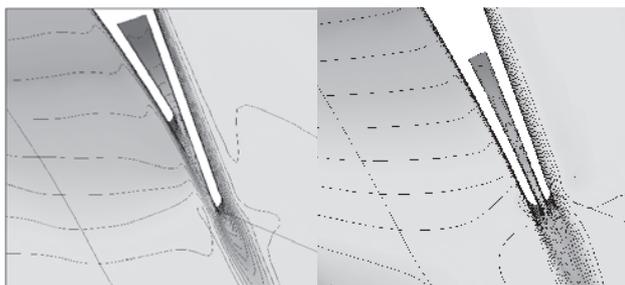


図8 M7A-03ガスタービン

しつつ、短期間で手堅く性能向上させることであった。圧縮機、タービンの要素効率向上については、各要素担当が最新CFD技術などで翼要素を再設計し要素効率の向上を図った。私は、基本計画の段階で主にタービン関連の技術動向を調査し、既に一般化している性能向上アイテムについては、弊社現状技術との相性、コストを考慮し取り入れることとした。たとえば、タービン冷却翼の冷却空気後縁圧力面噴き出しによる後縁厚みの薄肉化(図9)や、動翼のチップシンク(図10)、タービンケーシング材質見直しによる定格運転状態でのタービンチップクリアランス&ラビリンスシールクリアランスの縮小



from Film Hole (M7A-03) from T.E. Slot (M7A-02)

図9 冷却空気噴出し形態の変更

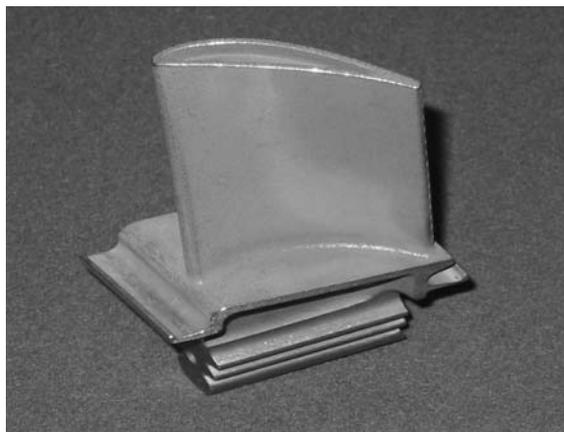


図10 タービン動翼チップシンク形状の採用

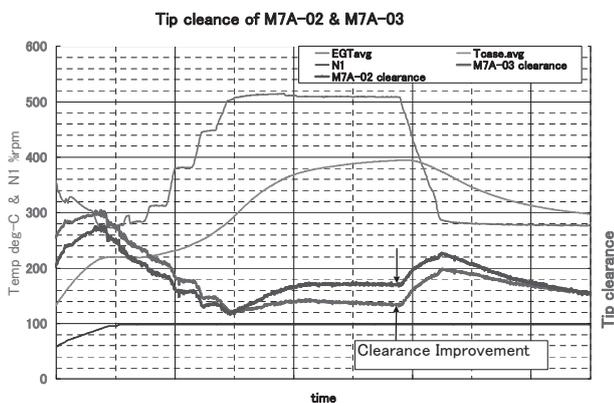
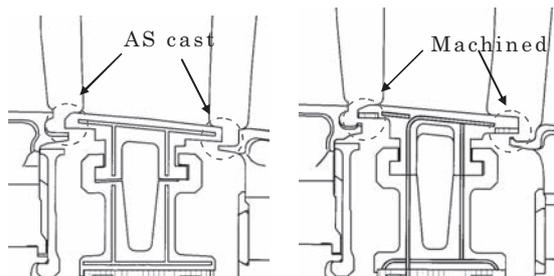


図11 タービンケーシングの材質変更による定格チップクリアランスの縮小



M7A-02 M7A-03

図12 ノズルシール構造, セグメントシール構造の改良

(図11)、セグメントシールの改良(図12)などなどが相当する。また構造面ではSMGTでの経験から、シール性能の向上などを織り込み、漏れ空気を削減して2次空気系の損失を軽減することで性能・信頼性向上の一助とした。

7. まとめ

学生時代からガスタービンによる高効率サイクルの開発を志してきた私にとって、今日まで国産ガスタービンの開発に関わり続けられてきたことを大変幸運に思う。入社当初のライセンス部門への配属にしても、今にして思えば製造技術の習得や、生産現場担当との人脈形成など、ガスタービン開発にとって不可欠な経験であった。実際の開発現場では、時に想定外の事象が起こり、その対策に頭を悩ませる日々が訪れる。多くの課題は、案外原理原則に基づく当たり前の事象が明暗を分けているが、当事者にとっては、逆に身近すぎてそれが目に入らないことも間々ある。しかしながらその原因を突き止め、シンプルな方法で製品の信頼性や性能を向上できた時は、安堵すると同時に愉快でさえある。この記事を通じて、ガスタービン開発の現場の雰囲気を多少なりとも伝えることができれば幸いである。

参考文献

- (1) 若松 逸雄ら, 超音速軸流圧縮機の流れ場計算, GTSJ13-52 1986
- (2) I. Takehara et al, Summary of CGT302 Ceramic Gas Turbine Research and Development Program, ASME International Gas Turbine & Aero engine Congress & Exposition, 2000-GT-644, 2000
- (3) Masashi ARAI al.,IGTC03-ABS-172-1- Research and Development of Gas Turbine for Next- Generation Marine Propulsion System (Super Marine Gas Turbine)
- (4) 住友精密工業株式会社, プレートフィン型熱交換器「スマレックス」説明資料より抜粋
- (5) Kazuhiko Tanimura,et al, DEVELOPMENT OF AN 8MW-CLASS HIGH-EFFICIENCY GAS TURBINE,M7A-03

特集：ガスタービンの最前線で活躍する研究者・技術者たち

ジェットエンジンと複合材料

盛田 英夫*¹
MORITA Hideo

キーワード：複合材料, FRP, ジェットエンジン

1. はじめに

ある朝、隣の設計部長がやってきて、“あんたの経歴は珍しいから、ぜひ学会誌に書いてくれ”と言われ、軽い気持ちで引き受けた。が、よく考えてみると、日本ガスタービン学会はIHI航空宇宙事業本部にとって保守本流の学会であり、社内要所々に会員が居る。下手なことは書けない。今まで書き散らかしてきた材料系の某学会と訳が違う。うかうかと引き受けるんじゃないかと思った！と思っても後の祭り。今更断るわけにもいかず、開き直って書いている。“最前線の技術者たちの姿勢・情熱を紹介して、読者にとって刺激や学びの機会にする”との編集委員殿のご要望にお応えできるかどうかとても不安だが、ジェットエンジンに携わる一技術者の軌跡を御紹介したい。

2. 入社まで

大学は機械工学科だった。修論のテーマは“シリンダー内流れの数値シミュレーションに関する研究”。まだ、CFDという言葉が一般的になる前の頃、ディーゼルエンジン内部の空気流動を計算した。ナビエ・ストークスの方程式と $k-\epsilon$ 乱流モデル基礎式を自分で差分化して、FORTRANでコードを書いて、磁気テープに保存して（さすがに紙カードは無くなっていた）、大型コンピュータの端末で走らせる、というクラシックな流体解析だった。

修士を卒業して、1986年にIHIに入社した。配属希望を聞かれて、“燃えて、流れる機械”を担当したいと答えた。ジェットエンジンでも、ボイラーでも、原子力でも良いと思っていた。機械の熱流体研究室の修士を出てIHIに入るのだから、この手の仕事には事欠かないだろう、とたかをくくって配属面接に行ったら、“研究所でFRPという材料の研究をやってくれ”と言われて、ちょっと啞然とした。FRP？ 材料？ 大体、材料力学とか破壊力学の人たちには、とても理屈っぽくて暗そうなイメージがある。（失礼！熱流体屋から見た単なる偏見です）ちょっと、落ち込んだ。でも、一晚寝れば悩

みは無くなる単純・明朗な性格も手伝って、“何とかなるさ”と思い直して入社を迎えた。（ちなみに、FRPはFiber Reinforced Plastic 繊維強化プラスチックのことです。念のため）

3. FRPを始める

入社年の4月に組織変更があって、複合材料・FRPのR&D部門が独立して技術研究所FRP開発部となり、部で初の新入社員として配属になった。場所は横浜事業所内に新設された。と言えれば聞こえは良いが、廃業となった造船所の建屋の中にオートクレーブやプレスを並べた実験場と、プレハブ小屋の事務所であった。何はともあれこの場所が、以後20年間、IHI樹脂系複合材料開発の拠点となった。

世の中はバブルだったが、新素材もバブルだった。炭素繊維を使ったCFRP（炭素繊維強化プラスチック）は、新素材の代表格であり、多くの素材メーカーが参入していた。毎年、池袋サンシャインで“新素材展”が華々しく開催されていた。この流れに乗って、IHIのジェットエンジンと宇宙、及び産業機械にCFRPの適用範囲を広げ、軽量化・高性能化に資することが、新生FRP開発部のミッションだった。新入社員のうちは何でもやらされたけれど、数年経つうちに、ジェットエンジンと産業機械がなんとなく私のテリトリーとなった。エンジンは、ちょうどV2500の開発が終わり、量産に移行したころ。産業機械は各設計部に売り込みをかける社内営業で、様々なトライをした。

4. 初めての製品：自動車プレス用CFRPクロスバー

IHI設計者の大半にとって、鉄、ステンレス、アルミ、チタン、せいぜいニッケル合金が材料の全てである。FRPなどは視界の外。マイナーリーグを通り越してリトルリーグの材料だった。そういう設計の連中に、“鉄よりも強く、アルミよりも軽いCFRP”との新素材展キャッチフレーズで宣伝をしても、まず不審の目で見られる。“実績が無い、データが無い、値段が高い”の三重苦による失敗例を重ねたが、ようやく売上を立てられたのが、自動車用プレスに用いるクロスバーという部品だった⁽¹⁾。（図1）

原稿受付 2010年11月30日

*1 (株)IHI 航空宇宙事業本部 民間エンジン事業部 技術部
〒196-8686 昭島市拝島町3975-18

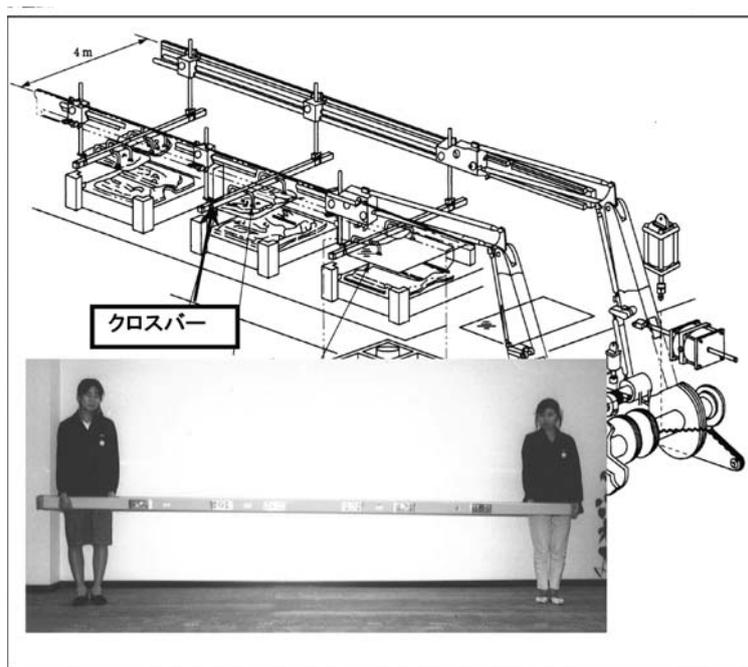


図1 自動車用プレス用CFRPクロスバー⁽⁵⁾

IHIが製造している自動車用プレスは、当時、大型トランスファプレスの時代であった。間口4m、長さ30m、高さ10mぐらいの巨大な機械で、4～5ヶ所の金型ステージを持ち、成形能力がおよそ3000～6000トンの機械式プレスである。ステージ間を鋼板が移動しながらプレスしていくと、車のドアとかボンネットのパネルができあがる。鋼板は長さ4mのクロスバーと呼ばれる搬送ビームでステージ間を運ばれる。プレススピード（1分間に打つプレス回数）がだんだん上がると、クロスバーの動きが速くなって、振動が大きくなり、鋼板のキャッチやリリースに失敗するようになる。振動を軽減するためにクロスバーを軽くしたい。よしCFRPにしよう！と言うことで、勇んで設計・試作を開始した。当時、長さ4mの入るオートクレーブは持っていなかった。しかし、航空グレードCFRPを使わないと剛性性能が出ない。仕方が無いので、加熱炉だけで製造する脱オートクレーブ成形法も開発して、長さ4m、重量30kgの初代製品を完成させた。振動量は計算どおりであった。お客様にも評判が良かった。運転中の振動が少ないこともさることながら、軽くて手で持てる点が現場に受けた。従来の鋼製クロスバーはクレーンを使わないと運搬できなかったのである。

5. コストの壁 最初が肝心

初代クロスバーを何十本か製作、納入して、無事稼働開始。ドイツのメーカーに続いて、世界で2番目のCFRPクロスバー成功例らしい。国内ライバルはまだ開発中。特許も取ったゾ。すこし得意になっていたところに、営業からカミナリが落ちた。新型車の生産立上では、クロスバーを金型にぶつけて、壊してしまうことがあ

る。お納めしたプレスでクロスバーを潰してしまったので、ご要求に応じて予備品の見積りをお出ししたところ、お客様から、“このプレスはリッターカーを作っているんだ！スペア部品が高級セダンより高いとは何事だ!?”とお叱りを受け、その言葉がそのまま営業から降ってきた。当時、航空グレードのCFRPを数十Kgも使うと、材料費だけで高級車なみの値段になってしまった。初品製作時には、プレス全体値段の中に埋もれて目立たなかったのである。それから大慌てのコストダウンが始まった。炭素繊維メーカーと値段を再交渉し、成形作業時間はあっちで30分、こっちで20分と低減を行い、営業にはお客様と粘り強く価格交渉してもらって、なんとか予備品を完成させてお納めした。

貴重な経験であった。“良いものは高く売れる”ことは無いのである。新製品は、従来品に較べて高性能でかつ同等以下の値段なのが厳しい現実なのだ。最初から十分に低いコストターゲットを決めて基本構想を作る必要がある、という当たり前なことが骨身にしみた。さらに、複合材料は、設計・材料・製造が密接に関連するので、基本構想時からコンカレントエンジニアリングをやらないと、性能とコストを両立できなくなることも実感した。複合材料には以下の等式が成り立つ。

$$\text{基本性能\&部品コスト} = (\text{材料システム}) \times (\text{製造プロセス})$$

金属であっても上式は正しいが、長い経験があることと、材料と製造の連性が複合材よりも少ないため、全てを同時に考えなくても大きな失敗はしない。しかし、複合材料では最初の材料とプロセスの選択を間違えたりリカバリーは難しい。最初が肝心、フロントローディング

なのである。

クロスバーはその後、ピッチ系炭素繊維と言う、弾性率は高いが値段の安い材料システムに変更し、接着ハイブリッド構造及びワインディング自動成形と言う安価な製造プロセスを採用して、第2、第3世代まで発展させることができた。初代に較べると、第3世代クロスバーは格段に高剛性なのに、価格は大幅に低減した。

6. ファン静翼 熱可塑CFRPとの出会い

V2500-A1タイプで、IHIは初めてのジェットエンジン用FRP部品を開発し、量産を開始した。型式承認取得が1988年である。V2500に搭載したFRP部品を図2に示す⁽²⁾。この中でファン静翼だけは、当初開発をスタートさせたものの、成立させることができず、量産ではアルミ合金製となった。以降、“CFRPファン静翼の完成”が、FRP関係者の合言葉となった。

ファン静翼は比較的大型の翼であり、CFRP化による軽量効果大きい。大型エンジンには既に採用されていたが、V2500クラスの中型エンジンでは前例がまだ無かった。この理由の一つが、鳥吸込みによる衝撃破壊である。エンジンの大小に関わらず吸込む鳥の大きさは同じなので、相対的に小さなエンジンの方が厳しくなる。もう一点はコストである。ジェットエンジンの翼は、航空産業の部品には珍しい大量生産品である。エンジン一台に数十枚が組み付く翼部品を、飛行機一機に一個しかない機体部品向けの、成形時間の長いCFRPと同じ材料で作ると、コストが高くなる。生産数が少なく、値段も高い大型エンジンの方が有利である。

耐衝撃性が高くて、成形時間の短い大量生産に向い

たCFRPは無いのか？ そこで注目したのが、当時、ようやく市場に現れた熱可塑性樹脂CFRPであった。プラスチックにはエポキシ樹脂に代表される熱硬化性樹脂と、ナイロン等のエンジニアリングプラスチックに代表される熱可塑性樹脂の2種類がある。熱硬化は、成形前はドロドロで、熱をかけて固めるともう元には戻らない。よく卵にたとえられる。一旦ゆで卵にすれば、再加熱しても生卵には戻らない。硬化は時間単位のゆっくりした反応だ。これに対し、熱可塑はチョコレートである。加熱すると溶けて、冷やせば固まる。これを何度でも繰り返すことができる。しかもこの相変化は早い。コンパクトディスクなど2秒間で作れてしまう。さらに熱可塑は粘り強い。ナイロンの板に曲げ荷重を加えると、折れずに曲がる。つまり、破断伸びが大きく、韌性が高く、衝撃に強い。世の中のプラスチック全体としては熱可塑性の方が圧倒的に多いが、CFRP用の樹脂としては、エポキシよりも歴史が浅い。

IHIはエンジン業界の新参者であり、チャレンジャーだ。挑戦者が欧米先行他社と同じ材料を使っていたのではいつまでも追いつけない。ここは一発、新顔の熱可塑を使ってみたらどうだろう？ と怖いもの知らずにも考えた。

新素材ブームで出現してきた様々な熱可塑CFRP素材を買ってきて、板を作っては、衝撃荷重を与えてみた。ある組合せの熱可塑CFRPは、従来のエポキシCFRPに較べて、驚くほど強かった。こいつは面白いぞ、と思って、繊維方向や板厚をいろいろ変えたデータを取った。衝撃の与え方も落錘、パチンコ弾、ゼラチン弾といろいろやってみた。この一連の衝撃試験は、大学との共同研

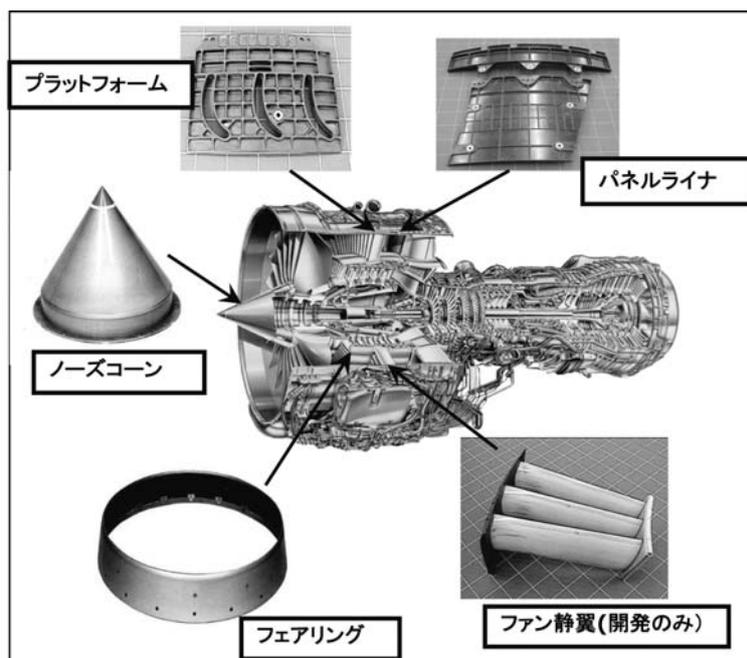


図2 V2500エンジンFRP部品⁽⁵⁾
(エンジンカット図：(財)日本航空機エンジン協会ご提供)

究で行った。データをまとめたら博士論文になるぞ！とおだてられ、土日潰して論文を書いて、不遜にも博士号を頂いてしまった³⁾。

7. 作った！ 回した！ そして。。。？

V2500派生型エンジンの開発がスタートし、CFRPファン静翼による軽量化が計画された。チャンス到来！

基礎研究を積み重ねていた熱可塑CFRPを提案した。単翼のゼラチン衝撃試験とエンジン運転試験が了承された。勇躍、金型を作って試作を開始した。ところが、形にならない。なんとも無様な表面の翼になってしまう。プラスチック成形加工者が必ず一度は苦勞する“ヒケ”である。金属でもプラスチックでも、溶けた材料を冷やして固めるときには必ず体積収縮を伴い、これが欠陥を生み出す。鋳物では“巣”とか“シュリンケージ”と呼び、プラスチックでは“ヒケ”と称する。

現場の成形担当者と二人でプレスの前に座り込み、条件を変えながら次々と試作を繰り返した。何十枚とオシャカを作り続けて、ようやく、マアママの条件を見つけ出した。材料の収縮に合わせてプレス荷重を負荷できるような温度分布を作り出すことがキーだった。相棒は、溶けた樹脂の中に自分が浸っている夢を見たと言う。熱い！と言って飛び起きて、そのときに究極の温度パターンを思いついた由。ウソかマコトか、とにかくそのパターンを使って静翼が完成した。

ドキドキしながら衝撃試験の結果を待った。アルミ翼より少し強い、との評価だった。ヤッター！鳥衝撃に耐えたのである。もう何が来ても大丈夫と思った。運転試験は大船に乗った気でいた。しかし、思いがけないことが起こるのが開発である。最高回転数付近で激しい振動が静翼を襲った。フラッタか？と思われた。不思議なのは、歪ゲージに表れた振動数と翼の固有振動数がずれていることである。そこから損傷解析が始まった。翼をケースに止める構造まで含めた振動モード解析を行ったとき、ようやく破壊時と同じ周波数が現れた。ファンケースへの固定ボルトを追加して再運転を行った。振動は止まった。

今回の派生型開発では、残念ながらファンケースの改造まで実施することができず、CFRPファン静翼を完成させる夢はまたしても潰えた。V2500には搭載できなかったが、IHIのCFRPファン静翼の基本形はこの時点でほぼ完成した。

8. 技術開発縮小 工場へ

V2500静翼の開発が終了し、エンジン用FRP部品の技術開発は山を越した。研究予算が減り、人数維持が難しくなった。クロスバーのような一般産業用途の仕事は、単発で継続しない。やはりジェットエンジンのプロジェクトが動かないと食っていけない。90年代の後半に、FRPの開発は、いわゆる“死の谷”(Death Valley)に

入っていた。

2001年に研究所を離れて、V2500FRP部品を量産していた田無工場に異動して、FRP製造マネージャーとなった。開発も同時に担当することにはなっていたが、当面新規開発のアイテムは無かった。生産量が増えそうな気配も無く、生産も開発もなんとなく中途半端な気分となっていた。そんなころ、工場長が“工場の本流に来て、大きな組織を動かしてみるか？”と言ってくれた。思わず、“やらせてください”と答えた。半年後に再異動となり、田無工場製造部門の約1/3を占める精密部品グループの現場製造課長になった。複合材料、FRPから足を洗ったわけである。未練は少しあったが、新たに大きな仕事を任せてもらい、心機一転してがんばろう、と思っていた。

心機一転は良いが、つい1年前まで研究所の管理職をしていたのが、いきなり部下170人の現場課長になったのは、大きな変化だった。何よりも顔と名前を覚えなくてはならない。田無は古い工場で、建物も増築を繰り返して、現場を歩いていても迷子になりそうだ。そんな具合で本人も大変だったが、来られた方も大変だったと思う。工場の用語からしきりまでいちいち教えなきゃいけない課長なんて、面倒くさくてしょうがない。それでも皆、いやな顔もせずに、手取り足取りで教えてくれた。

精密部品グループは、小型のシャフト類、ギア、ギアボックスや燃料コンロールのケーシング、補機の各種部品類が生産品目である。どれもこれもミクロンオーダーの寸法が問題になる、まさに“精密”な部品ばかり。今まで縁の無かった、旋盤とか、マシニングセンタとか、歯切盤といった言葉が飛び交う日々が始まった。

9. トヨタ生産方式

田無(東京都)、呉(広島県)、相馬(福島県)の三ヶ所にエンジン部品工場があった。田無は父祖の地で、呉も相馬も田無から巣立った。呉は大型シャフト・ケーシング、相馬はタービン翼と言う限定された戦略部品を集中して作る工場であるが、田無は呉・相馬から取り残された“残り全部”を作る工場だった。従って、工場を流れる部品種類が桁違いに多い。やたらとたくさんの種類の部品が工場内に置いてある。多品種少量生産の極みである。

製造課長の最重要責任は、決められた日までに決められた数量の部品を、安全に完成させることである。あたりまえじゃないと言われるが、実はこれが大変なことがわかり始めた。数百種類の部品が、それぞれ数十工程の機械を渡り歩きながら生産されている。それぞれに作業者が風邪をひいたとか、機械が故障したとか、いろいろトラブルが起きる。そんな中で、部品AのBロットが予定通り完成するのは至難の技のような気がしてくる。

スケジュールプランニングなるソフト群がある。“複



田無工場にて社長訪問時に現場説明(右)
左は伊藤源嗣社長(当時)

数の工作機械で、複数ロットの製品を作るとき、最も早く完成する日程表を自動的に作成できます”と美しいパンフレットに書いてある。これだ！と新米製造課長は思う。生産管理のベテランのところにパンフを持っていくと、ニヤニヤしながら、“何のトラブルも無く、かつ全製品・全工程の加工時間が完全に決まっている場合にはうまく動きます”と言う。なるほど、確かに。世の中甘くない。

ところが、新人課長にも工程進捗がすぐに分る生産方式がある。1個流しのライン生産である。単純で小さい加工機械が工程順にコの字型に並んでいる。加工品を一つずつ機械に仕掛けながら作業が進んでいき、ぐるっと回ると1個完成となる。午前中に3個完成する予定だが、昼一番に巡回したら、2個しかできていない。作業者が、“朝、工具交換に手間取ってね。残業して終わらせるから”と言う。今日は予定数を完成できる、工具交換手順が要改善、及び残業のために少しコストの数字が悪くなるが、日程表など無くても、アツという間に分る。これはスゴイ！世にも有名な“トヨタ生産方式”を実感した瞬間であった。

田無工場では、90年代前半からコンサルタントの先生に来ていただき、エンジン部品生産のライン化に取り組んで来た。翼部品が先頭を切って成功していた。サイクルタイム(ぐるっと一回りする時間)が数分程度の部品だと、作業者の動きもキビキビしていて、いかにもラインのように見える。しかし、サイクルタイムが数時間にもなる精密部品の加工ラインだと、一つずつ、工程を進めていくのがかたくなる。少し目を離すと、いつの間にか1個流しではなくてロット生産に戻っている。コの字に機械は並んでいるが、ラインの回りに仕掛品があ

ふれ、工程進捗などぜんぜん分らなくなる。ライン化のコンセプトは単純だが、成功させるには信念と粘りが必要である。

精密部品グループのライン化促進にはあまり貢献できなかったが、この生産方式を知ることができたのは財産だった。大野耐一(元トヨタ副社長)の名著“トヨタ生産方式”⁽⁴⁾が座右の書になった。工場現場に限らず、事務所仕事でも工程を決めて標準作業とすれば、リードタイムは短縮され、仕掛は減少する。ところが、人の怠け心は、いつもロット生産をやりたがる。だから、机の上に仕事たまるのである。この原稿も、毎日決めた時間で着々と書いていけばとくに終わっているものを、締め切り前の大ロット特急生産をやらうとするから、完成が何時になるのやら、さっぱり予想がつかない。座右の銘にはしているが、身につけていない。困ったものだ。

10. 田無工場相馬へ移転 その1：職長さんのこと

昔の田無工場は、武蔵野の畑の真ん中に建つ一軒家だったそうで、ガスタービンを運転しても近所迷惑ということは無かったが、いつしか周りはすっかり宅地に囲まれた。桜のきれいな、おもむきのある工場ではあったが、エンジン部品生産を営むには無理があり、移転が決まった。行き先は、福島県相馬市。翼工場が先に行って既に店を構えているが、今度は全工場の移転。もう残る部署は無い。全ての建屋を壊して、更地にして売り渡す。引越しまでの準備期間は2年を切っていた。

まず、人のことを考えなくてはならない。田無から相馬は車でも電車でもだいたい5時間。引っ越すには遠い。奥さんも子供たちも行きたくない。単身赴任をして週末に帰って来ても、往復で土日の半分は潰れてしまう。独身者だって、新宿まで電車で20分の環境から離れたくない。グループの全員集会で“全員で行こう！新天地で一旗挙げよう！”と声を張り上げたが、反応は鈍い。どうすれば皆を連れて行くことができるのだろうか？

IHIの工場には“職長”という呼称の監督者がいる。英語で言うと“Foreman”。先頭の人である。現場叩き上げで、30人程度の集団(職区)を仕切る。事務所では仕事の名称が組織の名前となるが、職区は違う。XX職区のXXは職長個人の苗字である。誇り高き親分衆で、圧倒的な技能を持ち、人心掌握に優れ、まじめ。旧日本軍は下士官が強かった、とか、昭和の高度成長は現場の能力、と言われた伝統の正統なる継承者である。精密部品グループには6人の職長さんが居た。一生懸命、新米課長を立てて助けてくれた。移転に向かって、人をまとめる最前線に立ち、現場を相馬まで引っ張ってくれたのが、この頼もしい職長たちだった。

工場移転における人の問題とは、突き詰めると、“退職者を最小限にする”ことである。景気は悪くない。(リーマンショックの前だった)“外には仕事はありそうだ。何もあんな遠くに行かなくても良いじゃないか”と

誰しも思う。そんなメンバーの話を聞き、なだめすかし、時には脅しながら、職長達は一人一人を説得していった。それでも、しょっちゅう、私のところに駆け込んできた。“課長。うちのYY、ヤバイ！ 面接よろしく！”そして私も入って、他の職長の応援ももらって、二人がかり、三人がかりで説得する。時には、人事課長、工場長にも参加してもらった。

170人には170の事情と意思がある。私自身は、全員と2回、面接をした。各職長はその何倍も話をした。田無工場の職長さんが一丸となって人心掌握に努めた結果、長距離移転であったにも関わらず、低い離職率での移転に成功した。

11. 田無工場相馬へ移転 その2：作り貯めのこと

リーマンショックの直前は、一種の“航空バブル”だった。民間エンジンは増産に次ぐ増産で、生産計画は年率30%近い増加率で伸びていった。そんなときに、引越を迎えたのである。お客様は心配した。増産基調で、移転が無くても部品完成は遅れがちである。移転後に機械故障、立上トラブル等が起きたら、壊滅的に遅れるかも知れない。“そんな心配はご無用です！”と言い切る自信も、残念ながら無かった。そこで出てきたのが、作り貯め要求である。移転後に生産が止まっても食いつなげるように、ストックを貯めてから引越しせよ、とのお達しだった。必要性は理解するが、これは、前年度比30%増の生産計画において、移転までに予定の1.5倍の部品を完成させることを意味する。“できる訳がないだろ！”と職長達は毒づいた。

工作機械メーカーも活況を呈していて、新規機械導入を前倒しすることも難しい。また、生産技術部門は、工場移転に伴う工程変更手続きに大わらわで、今の田無工場キャパ向上に向けた工程改善には手が出ない。ここは、製造部門で作りきるしかない。まず、外注の増加である。新規加工メーカーを回った。どこも豊富な仕事量を抱えていて、なかなか入る隙間は無かったが、旋盤やマシニングセンタ等の一般的な加工は何とかキャパを増やすことができた。しかし、高精度の仕上げ加工、特に各種の研削加工は、加工可能なメーカーが少なく、自分たちでがんばるしか無かった。生産技術のスタッフに異動していた元ベテランに、現場に戻ってもらった。退職された大先輩にも応援をお願いした。それでも、作り貯め完成の見通しはなかなか得られなかった。

時間は容赦なく過ぎ、隣の製造グループから工作機械の引越しが開始された。工場通路内で通常の生産活動と機械の搬送が交錯する、騒然とした状態になってきた。このような非定常状態での最優先事項は“安全”である。私は安全管理者用に新調された白いヘルメットをかぶって、工場内を歩き回った。詳細指示は職長が出す。朝の現場ミーティングに顔を出す以外、製造課長が何をするわけでは無いのだが、とにかく現場を見て回って、声を

かけた。重量物運搬、高所作業等の危険度の高い作業が続く。作り貯め日程には相変わらず遅れが出ていたが、事故が心配では無いので、日程表は見ない振りをして、現場を歩いた。

このとき、現場の雰囲気が変わった。課長がしょっちゅう現れる。職長も目の色変えて歩き回っている。工場の向こうの端から、引越の波が押し寄せてくる。毎日、大型トレーラーが機械を搬出していく。それらのことが、全員の覚悟を決めさせたのだと思う。それまでは、口では“ガンバリマス”というものの、本心は“作りきれないわけが無い”と思っていた。それが、“作りきれないと、勘弁してくれそうに無い。逃げ場は無い！”という気持ちに変わったのである。特に、独り立ちして間もない若い作業者たちの目付きが変わった。彼らが無理をして、寸暇を惜しんで、機械を回し続けてくれた。若い故に、火がついたときのパワーは圧倒的だった。気がついてみると、予定した作り貯め品がほとんど最終検査に入っていた。涙が出るほど、嬉しかった。

“現場が本気になる、ものすごいことができる。人を統べるとは、人をその気にさせることだ。オマエにはそれができていない”と工場長に繰り返し言われていた。“百億の移転プロジェクトを、精密の遅れで潰す気か？！”との怒声も飛んできた。最終第4コーナーで、ひたすらに現場を歩き、声をかけ続けることでリカバリーした。スポーツの監督や、軍隊の指揮官にも通じる“大人数の統帥”と言うことが少しだけ分かった気がした。

移転前ダッシュの余勢を駆って、我が精密部品グループは、移転の年、2006年度に、引越による機械停止があったにも関わらず、過去最高完成高記録を叩き出した。

12. 再びFRPへ 複合材ファンシステム

工場の引越が完了し、新築の広い建屋での生産が再開された。個人的にも、東北の冬を初めて経験して、季節は春。さて、何をして遊ぼうか？と思っていたところに、異動辞令が来た。“民間エンジン事業部技術部”で、CFRP部品開発のプロマネをせよ、との指令。相馬在住だった5ヶ月でもう戻るのか？！

1年ほど前から、CFRPプロジェクト再開の気配はあった。立ち上がったらやってみよう、と言った覚えはあるが、本気にしてはいなかった。死の谷の中で中途半端なプロジェクトはやりたくないと思った。不安に駆られつつ、またまた引越した。職長さん達が盛大な送別会を開いて、送り出してくれた。2007年の4月だった。新プロジェクト名は“複合材ファンシステム”。プロジェクトの概要を知り、これは！と思った。V2500以来のビッグプロジェクトだぞ！

燃料費高騰とCO₂削減要求から、燃費向上が民間用ジェットエンジンの最重要課題になっている。ターボファンエンジンで燃費を良くするには、ファン径を大き

くしてバイパス比を上げ、推進効率を良くする必要がある。しかし、ファン径につれて重量が増えたのでは、燃費向上は頭打ちとなる。大口径ファンを軽量化するにはCFRPの登場！とのわかりやすい開発動機である。次世代エンジンをターゲットにCFRPファンブレード・ファンケースの実用化を目指す。ボーイング777に搭載しているGE90では、90年代にCFRPファンブレードを実現している。先日、型式承認を取得したボーイング787用のGEnXは、CFRPファンケースも採用した。V2500クラスの中型エンジンでも使えるはずだ。熾烈な開発競争が始まっている。出遅れるわけには行かない。

10年前だと、性能はともかく、コスト、特に材料費が大きな問題であった。材料費を積上げただけで、従来の金属部品の完成品コストに到達しそうであった。ところが、エアバスA380、ボーイング787の実用化が市場を大きく変えた。B787のCFRP使用量は年間3500トン。一機種で、一昔前の全世界での炭素繊維生産量の半分に匹敵する。生産量増加につれて価格も下落し、感覚的には1/3～1/4になった。これなら我が開発モットー、“新製品は、性能向上当たり前、コストは同等以下が当然”、を実現できるだろう。

もう一つ、10年前には無かった武器が(株)IHIエアロスペース(略称:IA)の存在である。IHIは、日産自動車宇宙航空事業を買収してIAとした。周知のように、日本で唯一の固体ロケットメーカーである旧日産宇宙航空は、ロケットモーターケースやノズルを中心に自主開発の複合材料技術を保有している。H-IIロケットのブースターを作る大きな複合材工場を群馬県富岡市に構え、人材も豊富である。IA誕生のころ、富岡のFRP関係者が、横浜の開発拠点に来て情報交換を行った。その夜の飲み会で盛り上がり、“一緒に仕事をしよう”と誓い合った。ロケットベースの大型・少量生産が得意なIAと、エンジンベースの小型・中量生産のIHIとは補完関係にある。統合によるシナジー効果は絶大!と思い、最初のお見合いで一目ぼれと相成った。その後、V2500向け部品の量産工場をIA富岡工場に移転して、IHIグループの航空宇宙用FRP部品の生産統合を果たした。複合材ファンは、いよいよ開発での統合を実現する機会となった。

13. 終わりに 異分野連携のために

ジェットエンジンにおける、最近の重要な技術革新の一つが、複合材料によるファンの軽量化であることは間違いなさだろう。材料(プラスチック)の耐熱温度から考えると、ファンから低圧圧縮機に至る領域は全てCFRPで作ることができる。部品としても静・動翼やケース・フレームだけでなく、ディスク、シャフト、ギアボックス、補機類にまで広げられる、と個人的には思っている。そして、現在の常識を超えた超軽量・大バイパス比のオール複合材ファンモジュールを作ることには可能だろう。機体屋さんには40年かけて、翼・胴体全ての

CFRP化に成功している。翼にぶら下がっているエンジンが負けるわけにはいかない。

CFRPディスクやCFRPギアを作るためには、構造、製造法における発想の転換が必要だ。新しい発想を得るには、異分野技術と積極的に接触し、取り入れることが不可欠であろう。複合材料は、素材が複合化されているが、技術も複合化している。アパレル技術との融合など、金属の世界では考えられない連携が成立する。このような動きをもっと多く、強くする必要がある。しかし、ドレス用服地の織物技術者と、ロケットの生産技術者と、ジェットエンジンの設計者との打ち合わせはなかなか意思疎通が難しい。こうした異分野連携には、私の職場遍歴が役にたつようなのである。

研究所の研究者から工場の現場監督になり、その後、設計のプロジェクト稼業を始めた。違う部門を渡り歩いて分ったことは、各部門に“方言”があること、及び当人達は“方言”であることをあまり認識していないことである。研究所語と工場語が違うことは、予想していた。習得には1年以上かかった。意外だったのは工場語と設計語との大きな違い。設計語を覚えて、以前に話していた工場語との違いがはっきりして、両者の主張が理解できた。私は3方言の使い手となった。

異分野連携も同じだと思う。アパレルとロケットとジェットエンジンには、それぞれ強烈な方言がある。外国で言葉が通じないのとは違って、それぞれが同じ日本語を話しているつもりなので、かえって始末が悪い。そんな時、方言習得の経験が生きてくる。方言があると意識して、我慢強く会話を続ければ、必ず意思は通じ合い、鮮やかな融合の世界が見えてくる。ここに、異部門渡り歩きの実績が役立っているように思う。

以上をまとめて、“チャンスがあれば、できるだけ幅広い部門を経験した方が良いですよ!”と、月並みな主張を若い方々へのメッセージとして、この拙文をおしまいにしたい。最後まで読んで頂いた読者に深く感謝申し上げます。私と一緒に仕事をしてくれた仲間の皆さんに改めて感謝の意を申し上げます。“オレの思いと違う!”と感じられる方も多々居られるだろうが、“方言”=認識の違いと、まとめるための多少の脚色としてお許しただきたい。

参考文献

- (1) 盛田英夫, 高橋善生, 石川島播磨技報, 33-6, (1993), p.390-391
- (2) 犀川淳一, 今村龍三, 山下昌信, 夏村 匡, 田辺正二, 浜本 章, 盛田英夫, 石川島播磨技報, 33-6, (1993), p.382-389
- (3) 盛田英夫, 東京工業大学学位論文, CFRP積層板の耐FOD性評価手法に関する研究, (1997)
- (4) 大野耐一, トヨタ生産方式, (1978), ダイヤモンド社
- (5) 盛田英夫, 浜本 章, 日本複合材料学会誌, 24-3, (1998), p.106-110

特集：ガスタービンの最前線で活躍する研究者・技術者たち

ジェットエンジン・ガスタービン教育研究の一現場から

渡辺 紀徳*¹

WATANABE Toshinori

キーワード：ジェットエンジン，ガスタービン，教育研究，人材育成，産官学連携

1. はじめに

この度、編集委員会より、若い会員に元気が出るような記事を自由に書くという企画のお話があり、執筆をお引き受けした。

日本の大学ではガスタービンの教育研究を看板に掲げることが難しくなっている。講義にも大きくは取り上げられず、流体機械の講義の中で少し触れられる程度が一般的であろう。この状況を反映し、ガスタービン学会の会員統計を見ても、大学に所属する30代以下の会員は非常に少なくなっており、中には絶滅を危惧する声すらある。(ただし、全体の会員数は約2000人を長い間維持しており、他の機械工学系の学会と比べて特筆すべき健闘を示している。)

しかしながら、近年の環境問題、エネルギー問題という緊急技術課題に対し、本学会の対象とする分野は非常に密接に関連しており、大学においてもこの分野の活動に変化、活発化の傾向が顕著に見られるようになってきた。ガスタービンの看板を掲げることにはないにしても、エネルギー関連分野の教育研究を推し進めて行くことは、今後の地球環境保全、人類の生存条件の確保に非常に重要な意味を持つことは明らかである。また、日本の科学技術立国を支えるためにも、この分野の活動は不可欠と言える。

このような状況の下、筆者の所属する東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻におけるジェットエンジン・ガスタービンに関する教育研究の現状と展望、および筆者が関係しているガスタービン学会の最近の特徴的活動を、一つの現場の声として紹介し、冒頭の目的への一助としたい。

2. 東京大学航空宇宙工学専攻における教育研究

2.1 カリキュラムと教育

日本で初の動力飛行が行われてから、2010年12月でちょうど100年が経った。東京大学の航空学科が設置されたのは1918年であり、初の動力飛行からほどない頃で、学科の歴史は相応に古い。第2次世界大戦後、日本の航

空関係の研究、教育が7年間にわたり禁止され、航空学科も全学科が廃止となった。やがて1952年、平和条約の発効により航空関係の活動が再開され、東大航空学科も1954年に復活した。時代はジェット機が急速に発達したところで、この空白期間が日本の航空技術の遅れをもたらすこととなったと言われている。(もちろんそれだけが要因ではない。)復活から数えると、東大におけるジェットエンジンの教育研究は56年ほどの歴史を持つことになる。再開当時、この分野を牽引されたのは、八田桂三名誉教授、岡崎卓郎名誉教授をはじめとする諸先生であった。筆者が生まれたのは1957年であり、残念ながらこれらの先生方に直接ご指導を受けたことはない。

さて、東京大学の現行制度では、学部学生は3年生になると駒場の教養学部から本郷の学科に進学して来る。航空宇宙工学科では3年夏学期までに全員が同じカリキュラムで基礎的な教育を受けた後、冬学期からは航空宇宙システム学コースと航空宇宙推進学コースに分かれ、それぞれの分野で教育を受ける。エンジン関係の教育を行う推進コースでは、ジェットエンジン、ガスタービンに関する専門講義として、3年夏学期に「ジェットエンジン」、冬学期には「ガスタービンA第一」、「ガスタービンA第二」が設けられている。「ジェットエンジン」は学科の全員を対象とし、エンジンのシステム全体を解説する概論である。「ガスタービン」は推進学コースに進んだ学生を対象とする専門講義で、第一は主として翼列流れを中心とするエンジン内部流の論考である。また、第二ではサイクル論の詳細や進化、部分負荷特性などを講義した後、圧縮機流れの不安定現象、空力弾性の基礎などを教育している。前節で日本の大学ではガスタービン関連の講義が減少していることを書いたが、本学科では従前と同じカリキュラムでこの分野の講義枠を維持しており、珍しいケースであると思われる。続いて4年生になると、学生は航空宇宙推進学講座に所属する研究室に所属して卒業研究を行うことになる。卒業研究では一貫して実験的な研究を行うことを学生に課しており、実現象に直接触れることにより、工学的なセンスを身につけること、自分の手を動かして研究を遂行することを重視した教育を行っている。一方、夏学期には「航空原動機構造及び設計」の講義でジェットエンジン設計

原稿受付 2010年11月30日

*1 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻
〒113-8656 文京区本郷 7-3-1

の基礎を学ぶ。この講義は古くからメーカーの技術者に講師をお願いしており、実際的な設計法を学ぶことができる。卒業研究を11月末に終えた後、12月から2月までの3カ月間で卒業設計を行う。卒業設計ではジェットエンジン、ロケットエンジン、レシプロエンジンのうち一つを選択し、エンジンの計画、サイクル計算から始まって、流路設計等を実施し、最後は実寸の断面図までを完成させる。この指導にも従来からメーカーの技術者に参加をいただいている。航空再開時からの講義や卒業設計で、大宮富士工業においてJO-1エンジンの設計に携わられた西野宏氏が指導されたことを、学会誌で高田浩之名誉教授が紹介しておられる¹⁾。筆者が4年生の時は、伊藤源嗣氏(現IHI相談役、元ガスタービン学会長)に卒業設計をご指導いただいた。当時はロールスロイスと日本の共同開発エンジンRJ500の設計が精力的に行われていたときで、ダービーに駐在されていた伊藤氏は、毎週月曜日午後に行われる試問のため日曜日に日本に来られ、本郷での試問を終えてイギリスに戻るといふ、非常に厳しいスケジュールで我々の指導に当たって下さったと伺っている。

以上紹介した一端に見られるように、航空宇宙工学学科では一貫して「もの」を重視する教育を継続しており、学内で様々な批判を受けつつも、カリキュラムを相当程度維持して来ていると言える。大学の工学系学部では、ここ20年程度の間、基礎的現象への遡行(裏を返せば実物からの乖離)が積極的に行われてきたが、ごく近年になって、科学技術立国の重要性の再認識、ものづくり教育への意識の高まりが契機となり、大学でも「もの」への回帰が目立つようになった。機械系学科としては、まっとうな方向への揺戻しと見える。因みに2007年、航空宇宙工学専攻のものづくりに貢献する教育活動が、文部科学大臣表彰を受けた。若手准教授の一人はこのような現状を、「航空は周回遅れでいつの間にかフロントランナーになっている」と評している。今後も人材に対する社会の要請を十分把握しつつ、「もの」にこだわった教育を是非継続して行きたいと思う。

2.2 研究活動

航空宇宙推進学講座には6つの研究室が所属するが、ジェットエンジン・ガスタービンに関連する研究は4研究室で実施されている。

津江光洋教授の研究室は燃焼学を担当している。将来の高速飛行推進機関の基礎技術として、スクラムジェットエンジンや予冷ターボジェットエンジンの燃焼の研究、環境適合型エンジンに関連して燃焼排出物やHC/CO/PCFI燃焼の研究、宇宙環境利用の観点から微小重力場での燃焼の基礎的現象解明、などを実施している。

藤本浩司教授の研究室は航空宇宙材料学を専門としており、極限環境における破壊など、航空宇宙分野特有の環境が材料に及ぼす影響や、先進材料の変形・破壊挙動

などについて研究を行っている。最近ではジェットエンジンの高温部材に用いられる遮熱コーティングの破壊特性なども研究している。

寺本進准教授の研究室は、内部熱流体力学を専門としており、航空宇宙用推進機関の内部流れ、熱流動を数値解析と実験で解明する研究を行っている。最近ではジェット噴流音に関するLES解析、ウェーブローターの応用、ロケットにおける噴射器の超臨界流れの解析と実験、ロケットノズル内流れの数値解析などを実施している。

筆者の研究室(ジェット推進研究室)では、姫野武洋准教授と一緒にエンジン内部の流体現象、熱流動現象を解明する基礎的な研究を行っている。寺本研究室とはもともと共通部分が多く、大学院生との輪講も合同で実施して、緊密な協力関係にある。航空再開以来、伝統的に旋回失速などのターボ機械非定常流れ、翼列フラッターを中心とする空力弾性、ファン騒音に代表される空力音響などの分野の研究が行われて来たが、近年は表1に示すように、推進機関の内部熱流体に関連するより広い分野に研究を展開している。特に液体ロケットの気液二相流に関連する研究は、姫野准教授が開発したCIP-LSM法などに基づく数値解析的研究が急速に進歩しており、最近ではガスタービン燃焼器にも応用可能性を持つ微粒化の基礎過程も、ある程度解析できるようになって来ている。また、実験についても基礎的なスロッシングや微粒化の実験設備を構築すると共に、JAXAとの共同研究で、より規模の大きい、現実的な要素を加味した実験研究に発展しつつあるところである。一方、環境に関連して空力音響の分野では、マイクロジェット噴射によるジェット騒音低減の実験的研究を行っている。ここでは将来の超音速民間機を想定し、超音速ジェットの特に衝撃波関連騒音を低減すべく、能動制御の基礎的な検討を行っており、流れ場と騒音との関係を解明して、最適な制御法の構築を実現することを目的に、流れの数値解析も合わせて研究を進めている。また、翼列フラッターに関しては、遷音速翼列で衝撃波が関連するフラッターや、失速点近傍で剥離を伴う流れにおけるフラッター現象の解明などが現在の主要なテーマである。旋回失速に関しては、遷音速流れで衝撃波を伴う流れにおいて、失速の受動的抑制デバイスであるケーシングトリートメントがどのような影響を及ぼすかを詳細に解明し、失速抑制のメカニズムを明らかにすることを目的とする研究を実施している。これらはターボ機械の不安定現象を理解し、回避する方向性の研究であり、ターボ機械の作動範囲を広げて高性能化を実現し、ガスタービンの低炭素化に資すると共に、より安全性を高めることにつながって行く研究となる。

航空宇宙分野では、もともと産業界や公的研究所との協力や情報交換が欠かせないと認識があるが、国立大学の独立法人化後、学外への活動の展開が強求されていることもあり、近年は共同研究や受託研究をはじめ、

表1 東京大学ジェット推進研究室 最近の研究テーマ

翼列三次元非定常流れ	エンジンにおける気液二相流の諸現象
課題 -多段翼列の旋回失速 -ケーシングトリートメント効果の解明 -レイノルズ数効果 -超臨界 CO ₂ ガスタービンにおける遠心圧縮機内部流れ 研究手法 -3 段モデル圧縮機による実験 -流体数値解析	課題 -ロケットエンジンシステムにおける気液二相熱流動 -推進剤のスロッシング -液体微粒化 研究手法 -流体数値解析, 理論解析 -スロッシング模擬実験 -微粒化模擬実験
翼列フラッター	スクラムジェットエンジン内部流
課題 -衝撃波関連フラッターの現象解明 -剥離の影響・失速フラッター -フラッターの能動制御 研究手法 -超音速直線振動翼列風洞での実験 -数値解析 (流体, 流体-構造連成), 理論	課題 -超音速内部流の安定化 -機体面境界層の影響 研究手法 -超音速風洞による実験 -流体数値解析
空力音響	生体内部流
課題 -マイクロジェット噴射による超音速ジェット騒音の抑制 研究手法 -無響室における実験 -流体数値解析	課題 -鳥類, 昆虫の呼吸機構解明 -熱・物質輸送促進への応用 研究手法 -分岐管・テーバー管振動流の実験 -流体数値解析

外部機関との協力活動が大幅に増加している。現実的な研究資金の問題もさることながら、学外関連機関との共同により、ものづくりや科学技術立国に貢献する研究活動を展開することが、我々にとっても重要な活動であり、若い学生が強い意欲を持つ重要な動機づけともなる。今後とも学会の場も活用しつつ、学外との連携を進めていきたいと思う。

2.3 学外関連機関との連携

前項で研究に関して連携の重要性に触れたが、連携は共同研究に限ってはいない。既に述べたように、航空宇宙工学科では以前から教育の面でもメーカーや研究機関からご協力を頂いているが、近年では航空宇宙関係でも寄付講座が2つ開設され（航空イノベーション総括寄付講座とロケットエンジンモデリングラボラトリー）、またボーイング社と東京大学との間では、包括協力協定が締結されている。これらは研究情報交流とともに、人材育成や政策検討など、幅広い活動を視野に入れており、現在および将来の大学の活動として重要と思われる。航空エンジン関係を中心とする寄付講座などは未設置であるが、人材について海外メーカーからのアプローチもあり、関心が高まりつつある。

また、筆者は直接関与していないが、東京大学生産技術研究所には、低炭素社会実現のためのエネルギー工学寄付ユニットが最近設置され、活発な活動を展開し始めたところである。

このような国内外の関連機関との協力増進により、開かれた教育研究を実施して、人材育成と研究活動を更に強力に促進して行きたいと考える。

一方、日本の科学技術立国を支える人材が、国内で力を発揮できる体制作りも非常に重要である。博士課程へ

の進学者を増加させることは、工学系の全分野にわたって急務と考えられている。学生に対して調査を行ったところ、進学者が減少はしていないものの、増加していない主な理由は、博士号取得後のキャリアパスが明確に描けないことにあるとのことである。企業や社会においても、博士課程に進学しやすい環境作りにご協力を頂けると幸いである。ただし、昨今報道で言われるような、ポスドクの就職難という状況は、現在のところ航空宇宙工学専攻には皆無で、学生の杞憂の部分が多い。

産学官の連携という視点では、以下に示すように学会を仲介役とする協力関係も非常に大事であり、大学も積極的に参画して行くことを希望している。

3. 学会の最近の活動

ガスタービン学会は、ガスタービン、ジェットエンジンや、ターボチャージャーに関連する技術分野の国内唯一の専門学会として、40年近くにわたり重要な活動を展開して来ている。定期講演会やガスタービンセミナー、教育シンポジウムなどの事業については、広く会員諸氏に周知されているが、ここではそれらほど知られていない最近の重要な活動・動向の中で、筆者が参加させていただいているものについて紹介する。

3.1 ガスタービンを考える会

学会の企画委員会のもとで、2005年度からガスタービンの将来を考えるワーキンググループの活動が開始され、2007年度に「ガスタービンを考える会」という会が発足した。この会では産学官から参加者を募って、日本のガスタービン技術の今後に関する様々な議論を行っている。産業用（主として発電用）および航空用ガスタービンに関する技術や業界の現状および周辺状況、今後の展開、

国際戦略などについて、関連諸機関の技術者や研究者を中心とするメンバーとオブザーバーにより、自由な雰囲気の中で話し合うことを主旨としている。経済産業省、防衛省、NEDOなど官界からも臨時的に参加をいただき、年に5～6回程度会合を開催し、参加者による話題提供や自由討論を行っている。将来的な成果として、議論を企業間の協力関係構築や、共同プロジェクトの提案などにつなげて行きたいと期待して、まずは産業用ガスタービンと航空用ガスタービンの学会版技術ロードマップを検討してきた。これらは定期講演会で公表するとともに⁽²⁾、産業用については学会ホームページにも既に公開している⁽³⁾。

産業用ガスタービンのロードマップ策定においては、まずエネルギー供給に関し、将来のあるべき姿を模索するところから議論を始め、その姿にガスタービン技術がどのように貢献できるかという視点で検討を進めた。将来社会のモデルとしては、日本政府の発表した長期ビジョンをベースとしている。

図1は学会ホームページにも掲載されている、将来のエネルギー循環のイメージを示した相関図である^{(2),(3)}。この中でガスタービン関連技術の活躍が予想される分野に丸印を付している。詳細は別の機会に紹介したいが、簡単に説明を加えると、一番左の点線で囲まれた部分はCO₂を発生しないエネルギー源を示している。その右側には大気中のCO₂を固定して得られた各種のバイオ燃料をガス化させ、それを電力エネルギーに変換するものが描かれている。その右の点線の中は、主にエネルギーの消費を示している。家庭や店舗など消費地に分散設置される電力供給源では、バイオ燃料とCO₂を出さない電力から作られた水素を加えて、化学合成された合成炭化水素燃料を使用することができる。最も右の点線枠の中は、現行の火力発電設備である。化石燃料の利用を減らす高

効率化と、発生するCO₂の処理は、今後も継続的に研究開発が必要な技術分野である。化石燃料ほど経済的な燃料は今のところ無く、エネルギー密度の高いガスタービンとの組合せは、最も経済的かつ高効率なエネルギー変換手段である。低CO₂化を図りつつこの技術を更に深化させることは、低炭素社会を構築するために必須であり、日本にとって重要な戦略的技術となる。

ジェットエンジン技術に関するロードマップについては、経済産業省・NEDOによる技術戦略ロードマップの策定においても深い議論がなされているが⁽⁴⁾、そこでは比較的短期の技術動向に軸足を置き、主として産業技術ベースの現実的な検討が行われている。学会版ロードマップとしては、産業用と同様に、長期展望を視野に入れて議論を開始し、そこから重要な技術を抽出する検討を行った。

図2にこれまでにまとめた（整理した）航空用ガスタービンのロードマップを示す⁽²⁾。まず日本の航空エンジン技術の第一目標を「エンジンの完成機開発と市場の獲得」に置き、「国際共同開発における役割の拡大」を併記した。この目標のもとで、技術の方向性を、「環境適合への道」を土台として、「低燃費化・低CO₂化への道」、「高速化への道」に整理し、その中で「新しい推進システム」や、「機体全体のエネルギーマネジメント」も視野に入れ、革新的な技術開発を目指すロードマップとしている。こちらについては更に議論を続け、近いうちにホームページにアップすると共に、産業用と合わせて別の機会にまとめてご紹介したいと考えている。

ロードマップ策定の次の段階には、技術進展のためのプロジェクト案を議論し、学会から発信して、実現を目指したいと話し合っている。種々困難なことはあろうが、メンバーの熱意を是非結実させて行きたいものである。大学の現場としては、このような共同作業を取りまとめ



図1 未来社会のエネルギー循環イメージ

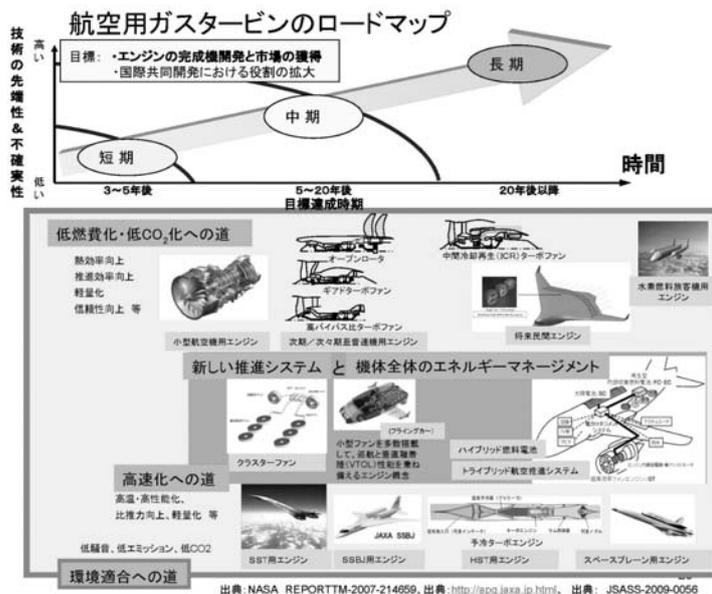


図2 航空用ガスタービンの技術ロードマップ

るのに適した立ち位置にいらっしゃる。学会を舞台にして産学官の共同活動を進め、国や社会に情報を示して行くことは、今後の学会の公益活動として非常に重要な意義を持つ活動であり、大学の人間としても積極的に参加して行きたい。

3.2 産官学連携懇談会

前期のガスタービン学会会長を務められた、東京理科大学の本阿弥眞二先生は、産官学の連携を具体化、実質化させることを目指し、昨年度、産官学連携懇談会を立ち上げられた。これまで言わば第1フェーズとして、公共研究機関と大学のメンバーにより、公的な研究試験設備、資金、人材等の現状と問題点を検討し、また研究支援スキームを調査する等の活動を行ってきた。前項で述べたガスタービンを考える会が、研究開発の内容を検討するのに対し、こちらの懇談会は研究開発活動を実行に移すための組織や体制について調査研究し、実現策を立てることを目的としている。今後は第2フェーズとして関連メーカーの方々に参加していただき、具体策の検討に進む予定である。これまでの調査では、資金や設備の厳しい状況が把握されると共に、人材面でも若い研究者・技術者の数が限られており、今後の育成が重要であることが明らかになっている。

3.3 国際活動

ガスタービン学会は、設立のきっかけが、米国機械学会ASMEの国際ガスタービン会議（現在のTurbo Expo）を1971年に日本で開催したことだった関係で、もともと国際活動に対する意識が高い学会である。周知のように4年に1度国際会議IGTC（International Gas Turbine Congress）を開催しており、今年行われるIGTC2011で

第10回を迎える。外国人参加者の割合が低いことなど、問題点はいろいろあるが、一応の定着がなされていると言えよう。

IGTCは当初ASMEが協賛する国際会議であったが、展示収入の扱い等で行き違いがあったようで、長らく協賛が得られない状態が続いていた。しかし、歴代国際委員会の地道な努力や、ASME側でのDave Wisler氏の尽力などのおかげで、2003年のIGTCから協賛が再開し、現在に至っている。その後、ガスタービン学会のTurbo Expoへの協賛が、同会議を主催するASME/IGTI（International Gas Turbine Institute）から依頼され、2009年からParticipating Organizationとして参加している。現在の契約は2011年までだが、2014年までの延長が先日決まったところである。近年、IGTIはアジア域の参加者の増加、活動の活発化を強力に志向しており、ガスタービン学会も様々な働きかけを受けている。具体的な表れとして、Turbo Expoのセッションの座長を日中韓3カ国から推薦してくれるよう依頼があり、2009年秋から種々のアレンジを行った結果、2010年6月のGlasgowにおけるTurbo Expoでは、日本から12名が座長として参加した。（すべての方がガスタービン学会関係者というわけではない。）IGTI理事会から大変感謝されており、今後も同様の活動を発展させて行きたいとのことである。なお、アジア地域の取り纏め役は、現IGTI理事を務められている、ソウル国立大学のSeung Jin Song教授である。

ガスタービン学会ではアジア域の近年の発展や、今後の協力の重要性を勘案し、2005年からアジアガスタービン会議ACGTを日中韓の3カ国持ち回りで開催し始めた。2009年に第2回を日本側が主催し、東京大学生産技術研究所で150名規模の会議を実施した。その後、3カ国の

関係者間で開催頻度を増やすこととなり、次回を2012年に上海で、その後は2年に1回持ち回り開催を試行することとなっている。ASMEもこの活動を注視しており、将来の3カ国との協力、ひいてはアジア域との協力活動を、ACGTの実施組織と共に考えて行こうとしているところである。

グローバル化の中で、アジアにこの分野の第3極を立てるべきということ、以前からInternational Advisory Committeeのメンバーから指摘されていることであり、ようやくその形が発端を得ているように見えるが、ACGTもそれほど堅牢な活動であると思うのは早計であろう。順次協調の輪を広げて行きたいものである。国際関係で、妙な軋轢に巻き込まれることも最近経験しており、難しいものであると実感する。しかし、この活動を発展させ、アジアガスタービン協会のような組織を、とりあえずゆるい拘束条件で立ち上げようとする検討を、国際委員会で始めている。

3.4 新公益法人への移行

学会誌等で既に案内されているように⁽⁵⁾、新公益法人制度の施行に伴い、ガスタービン学会は新しい公益社団法人への移行申請を行った。現在はまだ審査中であるが、予定通りに運べば来年度は公益社団法人としてスタートを切ることになる。

移行申請に伴う作業量は極めて多大であり、制度の矛盾、学会活動への理解と配慮の不足などを多々感じるが、一方で、これまでただ慣習に従って実施してきた事業や、不備を包含していた組織形態などを整理し、見直す機会となっていることも事実である。この機会にガスタービン学会の今後の展開や、将来の望ましい活動の姿を改めて検討して行くのは、重要なことに思われる。

移行に伴って定款を変更する必要がある、学会の目的にも手を加えている。対象とする分野を「ガスタービン技術」から、「ガスタービン及びエネルギー関連技術」に拡大した。これにより、当面は講演会などで、対象とする分野を蒸気タービンや燃料電池などの技術分野に拡大して行くものと思われる。事業内容に「関連する学術・技術に関する建議」も加えているので、前に述べたプロジェクトの提案・発信も積極的に取り組む活動となる。組織運営も規定を整備し、スリムな組織でスムーズな運営を図れるように見直しが行われている。移行の手続きを乗り切って、来年度以降、学会活動をより一層充実、活発化させる可能性が広がることを期したい。

5. おわりに

ジェットエンジン・ガスタービン関連技術の教育研究を行う現場の立場から、現在の大学の状況と、学会活動の一端を紹介した。「もの」に関連する教育研究の困難さを感じつつ日々を過ごしているが、ガスタービンお

びエネルギー関連技術の科学技術立国や国際社会への貢献は、今後とも非常に貴重なものであると思われる。国際情勢に鑑みて、戦略的に研究開発と人材育成を進めて行けるよう、産学官の連携のもと、考えて行きたいと願うものである。そのために、ガスタービン学会の役割はますます重要となるであろう。

2009年にOrlandoで開催されたASME Turbo Expoでは、Imperial CollegeのCumpsty教授がScholar Lectureを担当された⁽⁶⁾。人の口を借りて恐縮だが、その最後の1節を意識して挙げておきたい。

「気候変動の認識が高まり、これに対処する手立ての計画の中で、我々は不確実性の時代に入りつつある。政治リーダーたちの計画は不十分であり、信頼できるアドバイスの必要になって来ている。気候変動の緩和を効果的に実行する政治経済過程に、エンジニアが参画することは不可欠である。」「熱エネルギーに関わる若いエンジニアには、非常にエキサイティングな未来があると私は信じている。ある意味で、人類の運命、または今後の生活様式は、若いエンジニアが達成し得ることに依存している。とりわけ、この惑星を破壊せずに『あかりを灯し続ける』技術を持ってエネルギー産業に入って行く者に、興味深くやりがいのある仕事が開けて行く機会は極めて大きい。この分野の今後は輝かしい時代になるであろうと信じる。」

ここで述べた様々な活動は、諸先生方や同僚、研究室の仲間、学会の関係各位、共同研究先など、多くの皆様のご協力によって成立している。皆様方に心より感謝するとともに、今後も科学技術の進展と人材育成にご協力をいただけるよう、お願い申し上げる次第である。

参考文献

- (1) 高田浩之, 「JO-1の話」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.37, No.6, pp.399-400, 2009.
- (2) 渡辺紀徳, 「産業用および航空用ガスタービンの技術ロードマップについて-GTSJ「ガスタービンを考える会」の検討一」, 第37回ガスタービン定期講演会講演論文集, pp.1-4, 2009.
- (3) 日本ガスタービン学会ホームページ:
http://www.gtsj.org/html_info/about_roadmap2008.html
- (4) NEDOホームページ:
<http://www.nedo.go.jp/roadmap/2009/sys4.pdf>
- (5) 渡辺康之, 「公益社団法人への移行認定申請に関する進捗報告」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.38, No.5, p.372, 2010.
- (6) Cumpsty, N. A., "Preparing for the Future: Reducing Gas Turbine Environmental Impact - IGTI Scholar Lecture", ASME Journal of Turbomachinery, Vol.132, pp. 041017-1 - 17, October, 2010.

特集：ガスタービンの最前線で活躍する研究者・技術者たち

中小型ガスタービン開発秘話

杉本 隆雄*¹
SUGIMOTO Takao

キーワード：小型ガスタービン，暗黙知，共同開発，モジュール，技術の継承

1. はじめに

ガスタービンは軽量小型・多様な燃料が使えるなど優れた特徴を持つエネルギー変換機械であるが，その内部は高温・高速の過酷な環境下であり，流体，熱，振動，回転遠心力などの複合現象が同時に存在しているために，その開発は予期した通りには進まないのが常である。

筆者は三十年余りの期間，メーカで20kWから20MW級までの各種のガスタービンの開発に携わって来た。本稿ではその経験をもとに，通常の技術論文には書かれない「実用ガスタービンをまとめる」とはどういう事かについて考えてみたい。「秘話」とはその意味である。

2. まず機械に問う

－実機を作ってから真の開発が始まる－

最初の実用機種である200kW級の発電用ガスタービンは，自社開発には殆ど未経験であった1970年代前半に開発を開始し，1976年にガスタービン発電装置として日本内燃力発電設備協会の認定を得た²⁾。

この開発では，実用製品として優れた実績がある海外のガスタービンをモデルとしながら，低コスト化や高い起動信頼性を得るために単缶燃焼器を採用するなど，自らの設計思想を加味した上で，とにかく実機を試作することから始められた。(図1)

これは，オートバイや一般の産業機械で全くの新製品を開発する際によく用いられる開発手法である。選定したモデル機についての公表資料などを基に理論的な分析をすることはもちろん必要であるが，特段の理由がない限りはその構造を踏襲する。これは決して真似をするということではなく，実際の機械で生じる各種のトラブルのリスクを軽減するための合理的な手法である。すなわち以下の2つがその理由である。

- ① 実用に供されている機械の構造は，幾多の技術課題が解決された貴重な手本である。
- ② 十分と思われる事前検討をして，それ以上のことは予測し難いレベルに達した場合は「機械に問う」ことが必要である。

実際に機械を作って運転して，それが壊れて初めて認識できる問題が数多くある。すなわち作らなければ開発は始まらない。特にガスタービンの各部品は，高温，高速回転などの環境に晒され，熱変形や軸振動など，短時間の運転すら難しくするような事象が多くある。果たして，このガスタービンの開発では，ロータ軸の締め付け不足による過大な軸振動の発生，単缶燃焼器の宿命である不均一流れによる焼損などを経験した。

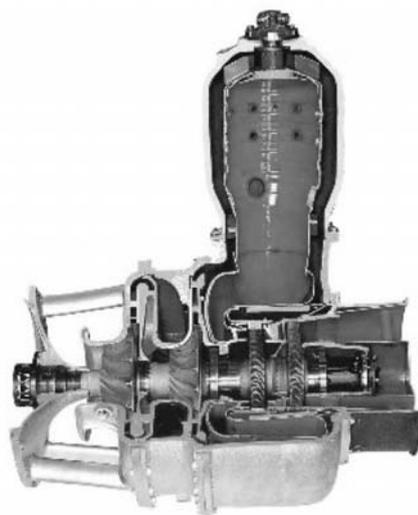


図1 S1Aガスタービン(200kW級)

しかし，問題点が把握できれば解決策は必ず見つかるものである。むしろ製品開発にとって最も危険なことは，開発試験中には問題点が把握できず，市場に投入した後にそれが顕在化することであり，顧客に迷惑をかけることはもちろん，経済的損失も多大になる。更に技術者は文字通り不眠不休で対策を迫られることになる。したがって試運転は出来るだけ過酷な条件で行うことが重要である。

この初めての実用ガスタービンも，試運転中に発生した問題を可及的速やかに解決することによって完成した。その後は同様の構造(遠心2段圧縮機，単缶燃焼器，軸流タービン)で1MW級，600kW級などの開発を行ったが，これらは基本的に最初の機種との相似設計であり，問題点の予測が出来たためにその展開は速かった。

原稿受付 2010年11月3日

*1 兵庫県立大学大学院工学研究科 機械系工学専攻
〒657-0023 神戸市灘区高羽町5-7-9-502(自宅)

3. 常用と非常用は別物である

1980年代後半からは、エネルギーの有効利用の観点から分散型のコージェネレーション・システムが普及すると見て、1.5MW級の常用ガスタービンの開発を行った。これは同クラスの非常用ガスタービンの基本構造を踏襲しながらも、数千～数万時間の耐久性を持ち、更に、タービン、燃烧器、圧縮機などの改良により熱効率を改善したものである。

一般にガスタービンの寿命を律速する要因には、低サイクル疲労、高サイクル疲労、高温部材のクリープ、腐食、エロージョン、高温酸化などがあり、これらを克服して常用ガスタービンを完成させるためには相当な技術的飛躍が必要であった。例えばタービン初段の動翼は約400m/sの周速で回転し、一枚当たり数十トンの遠心力が掛かりながら1000℃以上の高温ガスに晒される。常用ガスタービンではこの過酷な条件下で数万時間の運転に耐えなければならない。一方、非常用ガスタービンでは運転時間は長くても数百時間程度で収まり、クリープ、腐食、エロージョン、高温酸化などの長時間要因が問題になることは少ない。

低サイクル疲労については、頻繁な起動停止を行う、いわゆる加速試験で比較的短期間に実証することが可能であるが、数千時間以上になって往々にして顕在化するクリープ、腐食、エロージョン、高温酸化などの時間依存の要因についての加速試験は容易でない。

このため、常用ガスタービンに要求される数万時間の耐久性を実証するには何年も掛かることになるが、その実現のためには実機の設計製作に掛かる費用と同等以上の莫大な燃料費が掛かる。したがっていわゆる‘フィールド・テスト’と称して、実用に供して途中点検を織り込みながら実証運転を重ねて行く方法が採られる。しかし、実績がないガスタービンを採用することは予期しない停止が発生する確率が高く、利用者側にとってのハードルが高いためにその機会を得るのは容易でない。そうなるといつまでも長時間の実証運転ができないことになり、ますます製品の市場参入は困難になるという悪循環に陥る。

したがって、常用ガスタービンを完成させるためには利用者側のフィールド・テストに対する理解を得ることが重要な鍵になる。さらに現行では自家用発電所の停止期間中に電気事業者から電力補給を受ける場合には、高額な補給電力代を支払う必要があるが、ガスタービン業界として新機種を育てるという目的の下に、利用者、メーカーに電気事業者を加えた三位一体の協力体制が望まれる。

この1.5MW級の常用ガスタービンの開発では、単純サイクルのガスタービンである本体開発と並行して、1988年には排熱ボイラーで発生した蒸気をタービンの上流に注入して電気出力と発電効率を大幅に向上させた、いわゆる‘チェンサイクル型ガスタービン’のコージェ

ネレーションシステムを開発し、工場内の自家用発電所での実用運転を行ったうえで市場投入している。これは発電端熱効率や出力の向上とともに、排熱と電気出力の比率を需要パターンに応じて変えられるという特徴も有する。(図2)

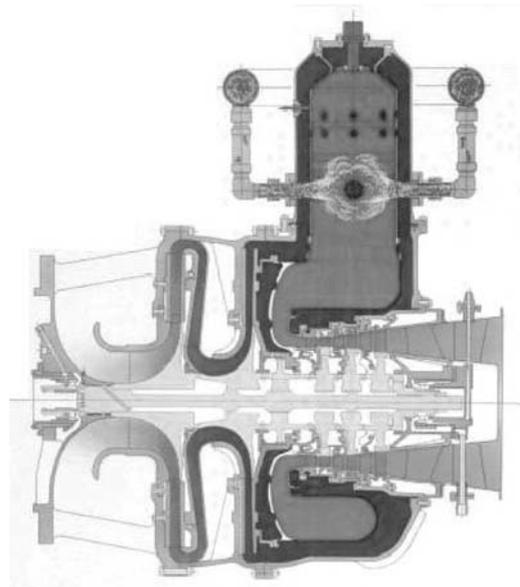


図2 1.5～2MW級‘PUC15CC’蒸気注入ガスタービン

4. 高出力をめざして⁽³⁾ —5MW機の開発—

4.1 始まりはある日突然に

前述のように、遠心圧縮機を使った小型ガスタービンの製品化は進んでいたが、コージェネレーション市場では一層の高出力・高効率化に対するニーズが高かった。

「出力5kW、燃料消費率が200g/PS・Hrより優れた高効率ガスタービンの開発計画を連休明けまでに作成されたし。」と書かれた上司のメモを机上で見つけたのがこの開発プロジェクトの始まりである。1983年の4月末、ゴールデン・ウィークの連休に入る前日のことであった。「開発は一日たりとも休んではならない。休日も同様である。」そのメモが語っていた。

燃料消費率200g/PS・Hrといえば熱効率で30%を超える。それまでの小型機種はたかだか25%であったから、5ポイント以上の大幅な向上であり、当時の技術力では無謀と思われた。唯一あったのは‘世界市場で戦える本格的な産業用ガスタービンを開発しよう’という意気込みだけであった。そのプロジェクトの名称は‘XM’と名付けられた。

4.2 圧縮機形式の選択

プロジェクトはスタートしたもののXMの手本になる設計データは自社には無かった。まずは実機のイメージを固めるための計画図を作るために、3m×1mの大型製図板にA0版の方眼紙を揚げたが、一本の線も引けない日が続いた。

ガスタービンを大型化する際の最大の課題は圧縮機の大流量化である。熱サイクルの計算によれば、5 MW級の出力と30%を超える熱効率を得るためには20kg/sの空気流量、圧力比は12以上が必要であることが分かった。

1) 遠心圧縮機 遠心圧縮機は小型ガスタービンに多用されており設計技術は既にあった。断熱効率がやや低いが、構造的に丈夫でサージングにも強いなど長所も多い。しかし、目標の圧力比を得るためにはインペラ出口の周速が600m/s以上にもなり、必要な空気流量を処理できるインペラは出口直径が600mmを超え、高い遠心応力に耐えられるような信頼性が高い鍛造材料が製作できるかどうかの寸法的な限界であった。果たして、このクラスの遠心圧縮機を採用した実用機種は海外に一例あるのみだった。また断熱効率は80%程度であり、ガスタービンとして30%以上の熱効率を得ることは難しいと予測された。

2) 軸流+遠心型圧縮機 そのような状況の下で、低压段に軸流型を、高压段に遠心型を組み合わせた、いわゆる軸流+遠心型の圧縮機は合理的であると思われた。大きな容積流量を処理するために比速度が大きくなる低压段では軸流型が適し、比速度が小さくなり境界層が発達しやすい高压段では遠心型が適しているからである。さらに、全段軸流型に比べて部品点数が少なく、小型航空用エンジンで多くの実績があった点もコストや信頼性の点で好条件であった。

3) 軸流圧縮機 一方で社内には「全段を軸流型とすべきである」との声も根強かった。最大の論拠は断熱効率高いことである。折りしも全段軸流型を採用し

た100MW級AGTJ-100A高効率ガスタービン（国家プロジェクト：ムーンライト計画1978年～87年）の開発中であった。

議論は詳細設計に入る直前まで続いたが、最終的には全段軸流型の採用を決断した。その理由の第一は断熱効率が最も高いことであったが、理由の第二として、軸流型は外径が小さいため後に続く燃焼器が順流方向に配置でき、燃焼器の高温化が容易で高い熱効率が期待できるということも大きかった。また将来、更なる大型化への対応も容易であると判断した。（図3）

4.3 ガスタービン用軸流圧縮機の設計—高炉用送風機の技術との融合—

幸いにも軸流圧縮機の設計技術は自社の他部門にあった。1960年代から納入実績を持っていた製鉄所の高炉用大型送風機のそれで、最大動力60MW、回転数3,600rpmの電動機駆動、風量は12,000 m³/min、軸流13段構成で圧力比は約5であった。（図4）

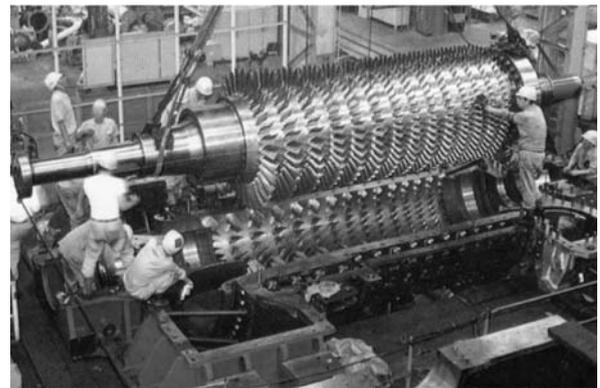


図4 組立中の高炉用送風機

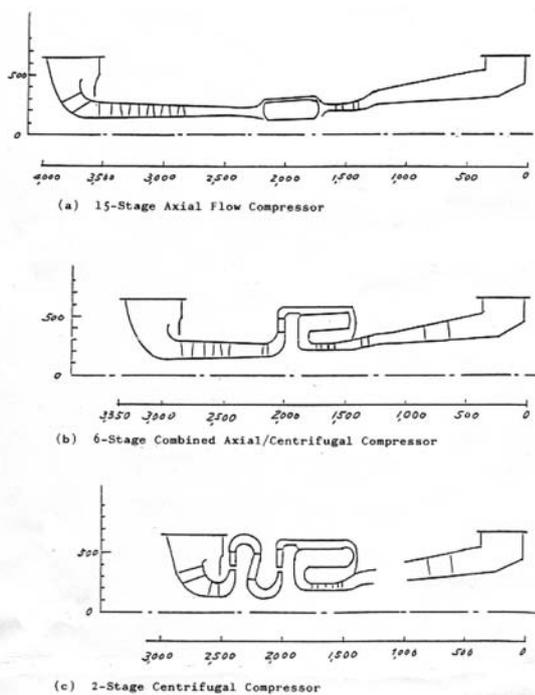


図3 圧縮機の形式によるレイアウトの違い
(上から 軸流型、軸流遠心型、遠心型)

この軸流圧縮機は空気力学的には亜音速設計で、NACA（現NASA）からカーベット線図として膨大な翼列データが公表されているNACA65シリーズを断面翼型として採用し、多段軸流圧縮機の設計手法の中でも特に重要である翼列の半径方向のフローパターン、境界層の評価技術、静翼の変機構造などについて独自の技術を持っており、それが継承できたのは幸いであった。

また、それを知り尽くした先人が社内に現役で居られたことは更なる幸運であった。当時は高炉用送風機の新設が下火になり、その技術部隊は大幅縮小を余儀なくされていたが、50歳を過ぎた指導者が居られたのである。このXMの開発があと3年遅かったら技術の継承は不可能であったに違いなく、まさに幸運という他はない。

このように、多段軸流圧縮機の技術があったとはいえず、送風機に比べてガスタービンの圧縮機は段当たりの圧力比が高く、高速化・高負荷化が必須であった。すなわち、入口段では翼列の入口マッハ数が約0.9の高亜音速設計が必要になり、NACA65シリーズに代わって高亜音速

翼型として定評があったDCA（二重円弧翼型）を新たに採用することにした。（図5）

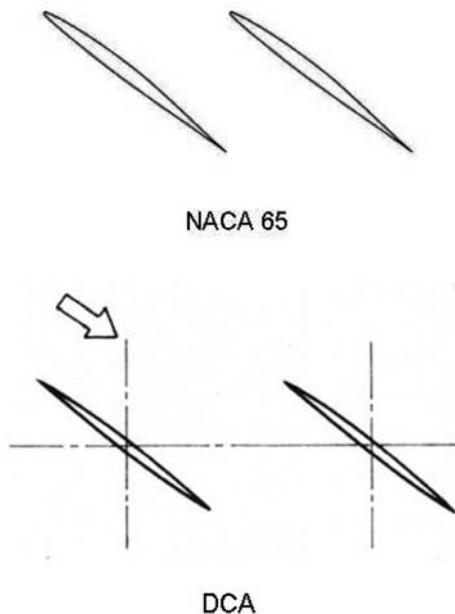


図5 NACA65とDCA（二重円弧翼）翼列

しかし、DCA翼型については翼列データとして公表されているものは少なく、これが設計上の愁眉の的であった。翼列のsolidityやstagger角を与えた場合の転向角や流出角を正確に見積らなければ満足な性能は得られない。特に多段軸流圧縮機では各段の気流角に誤差があると後段に向かって累積されるため、その見積もりを誤れば結果は致命的である。

このために海外に向いてDCA翼列の設計情報の収集をしたが目立った成果は得られなかった。結局、三鷹の航空宇宙技術研究所（現JAXA）の研究報告などに公表されている特定の翼列データと、NASAのレポートSP36のDCA翼列設計手法を頼りとしてその設計手順をプログラム化した。それを使って設計した圧縮機は、後述のように実寸の12段軸流圧縮機要素試験機として供試し、設計法の妥当性を実証した。

このように、比較的短期間にガスタービン用の多段軸流圧縮機を実用化できた背景には、高炉用送風機の設計技術があったことに負うところが大きいこと言うまでもない。まさに、異なる製品に関する技術の融合で新分野が開拓できた好例である。

4.4 産みの苦しみの数々

難関であった軸流圧縮機を設計する目は立ったが、当初の目標であった高効率ガスタービンの開発完了までには更に幾多の困難が待っていたのである。

4.4.1 開発費・開発要員

短期的な経営指標の視点からすれば、膨大な開発費を必要とし、技術的リスクが大きいガスタービンの開発を

行うという答えは出ないものである。本プロジェクトの遂行もその例にもれず社内のコンセンサスを得るのに多くの困難があった。しかし幸いにも、事業の責任者が技術面、事業面での先見性に基いた英断を行い、担当部門がそれぞれの開発費を持ち寄り、という特異な形で開発を進めることができた²⁾。またプロジェクトに参加した技術者達も、原動機部門と小型ガスタービン部門の出身者の混成部隊であった。しかし、困難ではあったが明確な目標があるこのプロジェクトに全員が一丸となって取り組んだ。筆者はチーフエンジニア兼プロジェクトマネージャの役割であったが、成功するまでやり遂げるといふ不退転の意思を持ち得たのは、経営トップの明確な方針と強い意志があったからに他ならない。

4.4.2 ケーシングの構造

遠心圧縮機を採用した小型ガスタービンでは、そのケーシング（車室）は回転軸に対して垂直な面での輪切り構造になる。（図2参照）その一方、軸流圧縮機のケーシングは、組立作業上の必要から回転軸に平行な面で二分割するのが一般的である。

この大きさのガスタービンでは、ケーシングの構造に二つの選択肢があった。その一つは軸流圧縮機以外のタービン部分などを小型機と同様の輪切り構造にする方法、もう一つは完全な水平二分割構造とする方法で、それぞれ一長一短があった。即ち、前者は熱変形が出やすいタービン部分が軸対称構造になるために不均一な変形が少なく、ロータの先端隙間を小さくできて効率面で有利である。一方、組立・分解の際にはロータ軸を垂直に立ててロータとステータ（静翼リングなど）を交互に積み重ねて作業する必要があるため、設置現場での分解・組立て作業は難しく、設備や工具が整っている工場での作業が前提になる。また、その作業の性質上、大型化には限度がある。他方、二分割構造の得失はその逆であり、現場での分解・組立て作業は容易である。

この設計方針についても大きな議論になったが、結局は更なる大型ガスタービンへの発展性があることを最大の理由として、この水平二分割構造を採用した。この決断は後年になって20MW級のガスタービンとして結実した。（図6）

4.5 軸流圧縮機多段試験機の製作・試験

4.5.1 背景

前述のように、高炉用送風機の技術があったとはいえ、段あたり圧力比の大幅上昇に対応するためにDCA翼を採用するなど、技術的には高い飛躍が必要であった。前述のように多段の軸流圧縮機では各段の性能予測に誤差があると後段に向かって累積されて大きなミスマッチになり、致命的な失敗になりかねない。翼列の流出角の予測は正しいか？境界層の排除厚は適当か？課題は尽きなかった。

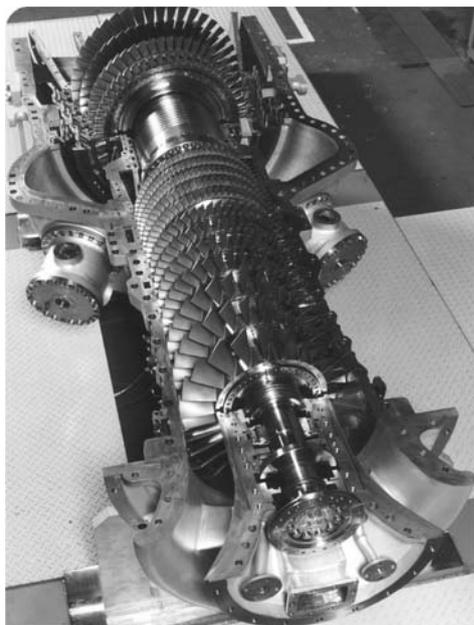


図6 水平二分割構造の5 MW級ガスタービン

一方、「ガスタービンの性能は、まず圧縮機が所定の圧力比を出さないと全てが始まらない。」ということは小型ガスタービンの開発を通じて嫌というほど経験済みであった。特にXMと並行して1986年に開発に着手した1.5MW級の発電用ガスタービンでは遠心圧縮機の開発を担当したが、その断熱効率が目標値よりも低くて苦しんだ。

うまく行かない場合、対策を考える時間が必要なのだが周りからはそれを許して貰えない。「即刻データを出せ。不調の原因は何か？対策はどうするのか？」これが常である。直接は開発に手を下せないが、結果には責任を持たなければならない管理者の立場から見れば無理もないことではある。そして往々にして技術者としての資質まで疑われるものである。この不調の原因は間もなく判明したが、痛感したのは、キーになる要素技術に関する先行試験の重要性である。

このような背景の下で、実機ガスタービンの開発に先立ち、軸流圧縮機多段試験機の開発に着手したのが1987年である。これは12段構成で圧力比12の試験機であった。(図7)

4.5.2 実寸か縮小モデルか？

ガスタービンの要素試験装置を作る場合、実寸とするか縮小モデルにするかは重要な選択肢となる。縮小モデルにすれば駆動動力源設備や供試体の費用も節約できる。しかし、レイノルズ数や境界層の影響が実機と異なるため、事前検証としての性能の予測精度は劣る。

XMプロジェクトの軸流圧縮機多段試験機では、上述の性能誤差要因を排除するために実寸の試験機を採用した。その結果、駆動力は6 MWが必要となるが、それに十分な大きさの可変速電動機は持ち合わせていなかった。

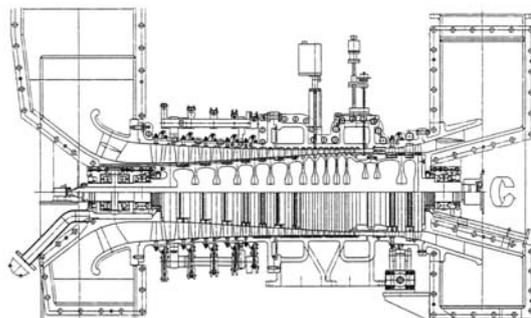
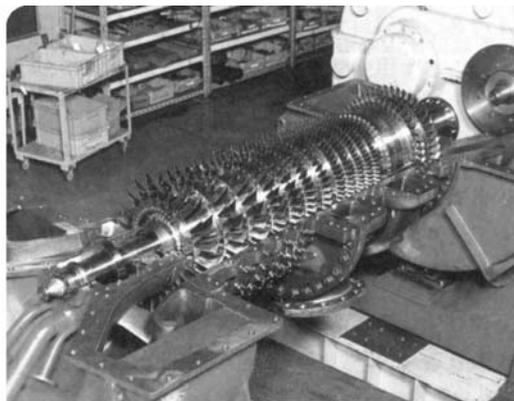


図7 軸流圧縮機多段試験機
(圧力比12, 空気流量20kg/s, 14,000rpm)

そこで圧縮機と動力回収用の空気タービンとを一体にした試験機としたのである。この工夫によって、電動機は手持ちの4 MW機が使えることになった。それでも試験は工場の電力需要が少ない夜間に行ったのである。

さらに付言すれば、実機開発を前提とした要素試験の場合、供試体を実寸にすることによって部品がそのまま実機に使える、要素試験後の実機開発期間の短縮にも有効であるということもその後の実機開発で体験した。

4.5.3 思わぬトラブル

このようにして始まった軸流圧縮機多段試験は、間もなく目標の圧力比、空気流量、断熱効率を達成し、サージラインの計測まで行って試験も成功裡に終わろうとしていた。そんな1990年2月のある日、突然の大音響と共に試験機のロータ振動計が振り切れたのである。点検の結果、第1段動翼の付根のディスク側と結合するためのダブテール部が疲労破損しており、翼は飛散してほぼ全損であった。原因究明のために翼とディスクの接触部について詳細な応力解析を行った結果、ダブテール部の形状不良と判明した。

開発では往々にしてこの類の事例に遭遇するものである。すなわち当初から難しい課題と認識して事前検討を入念に行った事柄については大概がうまく行く。一方、大して重要でないと考えていた部分に問題が生じる。油断して検討が不十分になるからである。

このダブテール部について実用機の例と比較してみると、採用した形状は前例が無い特異なものであり、その

頃ようやく実用化されていた境界要素法（BEM）による詳細な接触応力解析を行った結果、翼とディスクの接触部と非接触部の境界に大きな局所応力が発生していることが判った。

2項でも述べたように、実用機として十分な実績のある機械は全ての問題を解決した最上の教科書である。それと大きく異なる物には何かの問題を内在している可能性がある。やはり良い物は真似ろである。

幸いにして圧縮機性能に関する必要なデータは殆ど取り終えていたので、その成果を踏まえてXM実機ガスタービンの開発に着手することができた。もちろん実機的设计では、ダブテル部の形状を入念に見直して改良したことは言うまでもない。

4.6 実機開発試験

圧縮機以外の構成要素である燃焼器やタービンについては設計準備も整い、1988年からはプロジェクトチームを編成して実機ガスタービンの開発にも着手していた。専用の運転設備を準備して、初号機ガスタービンの運転を開始したのは1991年の3月であった。

4.6.1 また思わぬトラブル—圧縮機の失速—

実機ガスタービンの運転は開始したものの、なかなか回転が上昇しない。周知のようにガスタービンは、スタータの動力によってロータの回転を上げながら、低い回転数のうちに（定格の10%～30%）燃焼器に点火する。その後、50%程度の回転数まで上昇して、熱出力によって自力で加速できるようになるとスタータを切り離すのが通例である。

ところが、40%付近までは回転が上昇するが、排気温度がどんどん上昇するだけで、それ以上は一向に加速しないのである。原因不明のまま1ヶ月が過ぎた。その渦中、プロジェクト担当の我々は必死であり、瞬く間に時間が経ったが、周辺の関係者はさぞかし心配であったろう。そんなある日の深夜、自宅の電話のベルが鳴った。出張中の開発責任者の上司からである。「タービンと圧縮機の回転方向は合っているか？翼のひねりが逆という事は無いか？」。私は「そんな筈は無い・・・」と99%は信じながらも、実証を重んじる技術者としては手許に図面が無いので100%絶対とは言い難い。出た言葉は「そんなことは無いと思います。」受話器からは「『思いません』とは何事か、はっきりせよ！」。

今になれば笑い話であるが、回転機械の設計で回転方向を間違ったという事例は過去にもあった。そんな事例を思い出させるほど心配を掛けた。それだけ原因が判り難かったのである。

その原因は軸流圧縮機の失速であった。それも、燃焼器が着火する15%回転数付近での失速である。このような極低回転領域では、失速しても圧力変動やロータ振動の変化は小さく、通常の計測センサーで検出することは

難しい。いったん圧縮機が失速領域に落ち込むと、出口の圧力抵抗が大きく減少するまでは失速したままである。その状態のままスタータの駆動力で回転数を上げてても、熱出力は殆んど得られないので、自力では加速しないのである。（図8）

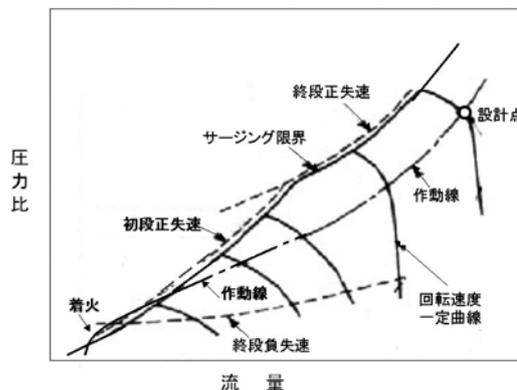


図8 軸流圧縮機の低回転域での失速

この失速を見つけたのは、圧縮機担当のチーフである。吸気流量計測のための吸込ノズルの壁圧を計測していたのだが、定格流量でたかだか150mmAqの負圧であり、問題の失速回転数では僅かに5mmAq程度の負圧で、しかも瞬時値は変動した。ある日、壁圧をモニターしているブラウン管にかじり付いて注意深く監視していた彼は、運転員がガスタービンの起動を諦めて燃料を遮断した瞬間に、同じ回転数にも関わらず壁圧の数値が約2倍にも跳ね上がる現象を見つけたのである。これは、燃料を止めるとタービン入口のガス温度が急激に下がり、タービンが呑み込める質量流量が増加するために、圧縮機出口側の圧力抵抗が急減して失速を抜け出したものであると解釈された。この現象は多段試験機では見られなかったことである。なぜなら多段試験機は電動機駆動で燃焼器を持たないために、加速中も圧縮機の出口絞りは一定で、実機で生じるような出口抵抗の急激な変化が無かったからである。

2項でも述べたように、十分と思われる事前準備をしても、実際に機械を作って運転し、それが問題を生じて初めて認識できる問題が数多くある。すなわち「実機を作らなければ真の開発は始まらない」ということは、この事例からも決して過言でないことが分かる。

この失速問題では、対策のために圧縮機の静翼角度を回転数に応じて変化させることなどを試行してみたが回避することはできなかった。最終的には圧縮機の出口空気を抽気するための放風弁を設けることで解決したが、それに要した期間は、配管工事も含めて10日間ほどであった。このように、問題点を正確に把握した後は、それに集中できるために対策は早いものである。

4.6.2 ロータの振動問題

圧縮機の失速問題を解決して、ようやく定格回転数に達したのが1991年5月であった。心配された圧縮機とタービンの流量のマッチングも良好であった。しかし、ロータの横振動が不安定で振動レベルが高く、長時間にわたって安心して運転できる状況ではなかった。

実は、この問題は当初から予測されていた。ロータは圧縮機とタービンの合計7個の部品を芯出して組立てるが、その組立状態でのアンバランス修正が必要である。特に多段軸流圧縮機を採用したガスタービンでは一般にロータが長く、その曲げの固有値が定格回転数に近い、いわゆる弾性ロータになって回転中の弾性変形を生じやすい。剛性が高いロータでは、ロータを剛体として取り扱い、低速のバランス・マシン上でロータの二面でアンバランス修正を行うことが一般的であるが、弾性ロータの場合には回転数の上昇と共にロータ各部に分布するアンバランス質量によって局所の曲げ変形が発生してアンバランスが更に増大する。

当初のXMの実機ロータは、小型ガスタービンで一般的な剛性ロータと同様に扱い、低速バランスを行っただけで運転を開始した。それでも低回転域では十分に低い振幅を示したが、回転上昇と共に振動が増大した。

対策の手始めに「フィールド・バランス」と称して、実機ガスタービンのロータの両端にアクセスし、試し錘を付けて影響係数法で適当な錘の重さを決めるという方法を試みた。これでとりあえずの運転はできるようになったが、この二面修正だけでは十分に満足できる結果は得られなかった。この事態に至って、定格回転数まで回転を上げて多面でアンバランス修正を行う高速バランスが必須であるということになった。しかし、その必要性は認識しながらも設備費用が高額であるために、自社にはその装置が無かった。

それで、ガスタービン学会等で交流があった同業のメーカーさんにまで高速バランスをお願いして回ったが、各社とも親切に相談に載って頂いた。戦後の国産ガスタービンの創生期の「国産のガスタービン技術を共に育てよう」という雰囲気が残っていた時代だったのだろう。

高速バランス装置は、ロータが入る真空槽や軸受けへの真空給油装置、振動計測器やデータ処理装置などのハードウェアが必要であると共に、それを使いこなすエンジニアリングが不可欠である。結局、蒸気タービンロータなどで長年の経験を持っておられた会社をお願いして、初号機ロータの高速バランスを取り終えたのは1991年の10月であった。機械とは正直なもので、高速バランスを施した後のロータ振動は安定し、定格回転数での長時間運転ができるようになった。これを契機に高速バランス装置の重要性に対する認識が社内が高まり、翌年には設備導入の許可が下りた。(図9)



図9 高速バランス装置に入ったロータ

4.6.3 定格出力の達成

ロータの振動が安定したので徐々に動力計の負荷を上げ、ガスタービンの出力が7000馬力(5150kW)を超えた時点で熱効率が30%を超えた。プロジェクトの目標性能を達成したのは1991年11月1日の午後であった。(図10)

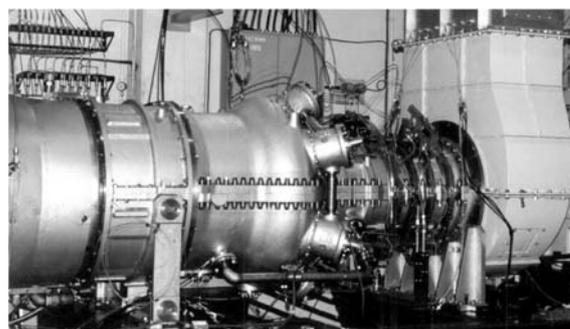


図10 運転中のXM(現M7)ガスタービン

4.7 製品化

目標性能を達成しただけでは製品にはならない。次に必要なことは信頼性の実証である。百時間を越える定格負荷運転、頻繁な起動・負荷・停止を行うサイクル試験、回転数を定格の110%まで上げる過速度試験などの各種の試験をクリアし、製品になりそうな感触を得たのは翌1992年に入ってからであった。

4.7.1 量産

ガスタービンの製造のためには特殊材料や特殊な加工が必要で、その手番も長いので受注が確定してから製作したのでは顧客の要求納期には間に合わない場合が多い。そのため小型ガスタービンでは「量産」と称して、年間の生産計画に沿ってまとまった台数を見込生産することになっていた。これは設計者にとっては手強いものである。設計ミスがあれば影響が及ぶ範囲が増えるが、一方で設計には完璧ということは有り得ない。図面の推敲をすればするほど修正課題が見えてくる。子供が巣立って

いく時の親の心境である。

「量産」の決定は実務責任者の自分には知らされぬ間に行われていた。開発の状況と事業の状況から判断されたもので、経営的にはそれ以上待てなかったのであろう。いくら手塩にかけても子供は社会からの預かり物、開発製品は会社からの預かり物、ということの思い知った出来事であった。

開発名‘XM’が‘M7’と改称され、出力5MW級の高効率ガスタービンとして製品化し、客先の自家発電・システムのコアとして稼働を始めたのは1994年の4月からである。

4.7.2 現地点検

そのガスタービンを初めて内部点検したのは、運転開始から約3千時間が過ぎた8月の盆休み中であった。35℃を超える真夏の休日であったが、点検の責任者として自らが設計したガスタービンの内部を点検し、長時間運転によって入口部が汚れた軸流圧縮機や、高温に晒されたタービン翼の状態をつぶさに目にして、実用製品に仕上げるための高いハードルを実感したものであった。

この現地点検作業の最中、私に開発を命じた上司による陣中見舞いがあった。前日に海外出張から帰国されたばかりであったが、アイスクリームを携えてやって来てこう言ったものだ。「このガスタービンを育てるには大切な作業だから、しっかり頑張ってくれ。」開発には何が必要か、資金や技術以外にも大切なものがあるということを学んだ出来事であった。

後になってこのXMガスタービンは、日本機械工業連合会から平成7年度の「優秀省エネ機器」として表彰を受けている。また、後年の20MW級大型ガスタービンの実用化は、このXMの開発経験が土台になって可能になったことを付言したい。

5. ガスタービンの共同開発

—ある国家プロジェクトでの体験—

5.1 骨を埋められるか？

1997年から2002年までの6年間、筆者は2.5MW級の船用ガスタービンを開発する国家プロジェクト⁽⁴⁾で技術の取りまとめ役を担当した。熱効率38%以上、NO_x排出量は1g/kW・Hr未満、A重油を燃料として使用可能にするなどの高い目標を掲げた。幸い、陸上試験によってこれらの目標は達成することができ、航空転用型でない国産船用ガスタービンの実用化の道を開くことができた。

これは国家プロジェクトであるために開発体制の中に評価委員会があった。プロジェクト開始後間もない頃、その委員会の責任者である学識経験者の先生に計画の概要を説明した。一通りの説明が終わった後で「ところで、この種のプロジェクトでは、それに骨を埋める人が必要だが、それは君かね？」と質問された。その時は正直に

言って、骨を埋めるほどの覚悟は無かったが、「全力を挙げてプロジェクトに没頭せよ」との意味であると解釈し、元よりそれに異存はなかった。この質問は、実用機械の開発プロジェクトの本質を突いていると感じ入った。

実用機の開発では、いわゆるすり合わせが付き物で、いくら努力しても百点満点の結果はあり得ず及第点を取るのが精一杯である。それに四六時中没頭してプロジェクトを成功に導くための強い意思と真摯な努力が必要である。リーダーの情熱と努力なくして新規開発プロジェクトの成功は有りえない。

すなわち、問題が生じた際には代替案をすぐ用意して被害を最少にする。緊急の場面ではリーダーの直感がものをいう。論理的思考が常に100%正しい解を与えてくれるわけではなく、論理を超えたところに解決策がある。直感に従って勧めていく間に論理的に説明できるようになる。

5.2 共同開発を成功させる要件

このプロジェクトはガスタービンの技術を保有する国内の5社が、それぞれ圧縮機、燃焼器、タービン、熱交換器などの主要要素を担当し、幹事社は要素の担当と共に、全体設計と陸上運転試験のとりまとめを行った。

幸いにもガスタービンは上記の主要な構成要素の機能が独立しているために、モジュール化の概念を適用しやすい機械である。すなわち各要素モジュール間のイン

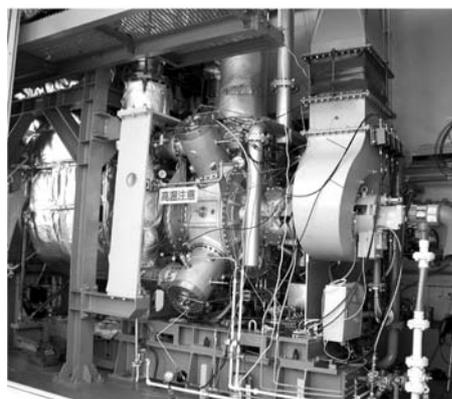
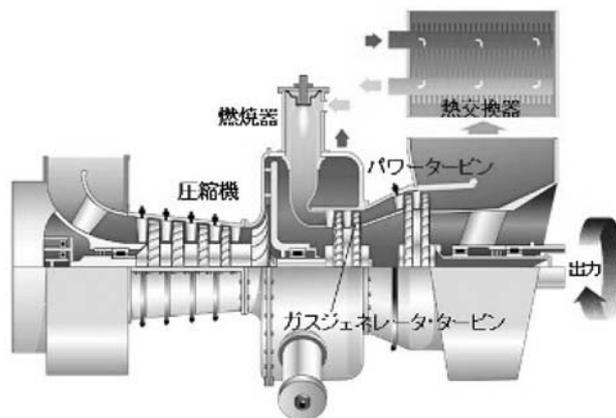


図11 2.5MW船用ガスタービンのモジュールと外観

ターフェイスとしての境界条件と、全体性能から落とし込んだ要素への要求性能を設定し、個々の目標管理を行うことによってプロジェクト全体の管理が可能になるため、共同開発に向けた機械であるといえる。

しかし、必ずしも全ての機能部品が何れかのモジュールに属するわけではなく、例えばロータや潤滑油系統などは複数のモジュールに対して共通である。また実機試験は当然ながら共同で行うことになる。これら共通部分の設計や共同の試験に対して責任を持つのは取りまとめの役割を担う幹事会社の他にはない。

幹事会社で行った実機試験には、プロジェクトに参加している全ての会社の担当者が立ち会い、データ処理装置に繋がったLANによって実験データをリアルタイムで共有できるようにした。

この開発を通じて学んだことは、とりまとめの役割を担う幹事会社が、ガスタービン全体の運転と計測を円滑に行うことを第一義として、労力の提供と情報開示を惜しまないことが共同開発を成功するための必須条件になるということであった。

6. 技術の継承

絶えず技術を進歩させながら、長期間にわたって開発を継続して行くためには技術の継承が重要な課題となる。数年毎に新しい開発プロジェクトを起こす場合、メンバーの少なくとも半数は未経験者になる。経験者を核にしなが未経験者に技術を伝達し、そのレベルの維持・向上を果たすのは簡単ではない。それは開発におけるナレッジ・マネジメント (Knowledge Management) そのものである。

6.1 暗黙知の伝達 - 技術ミーティング

一般に、組織やその構成員が保有しているノウハウには形式知と暗黙知がある。前者はドキュメントなど見える形になっている情報で、組織に属する者は誰でも利用できる。後者は経験者の頭の中だけにある情報で、彼を介してしか伝えられない。しかし、これがいわゆるノウハウの大きな部分を占め、全体の7割に及ぶという説もある。教科書や論文を幾ら読んでもガスタービンの開発はできない所以である。

この暗黙知を伝えるにはOJT (On the Job Training) が重要である。筆者の体験から、その手法として効果的と思われるのが定例的な技術ミーティングである。これはプロジェクトに属する技術者全員が週1回程度の頻度でミーティングを行い、業務の各段階での成果を報告書としてまとめ、全員で議論するものである。この場には、まとめ役 (チーフエンジニア) は居るが、技術の各論に対しては全員が平等な立場で議論をする。発表者は理論検討や実験の結果のみでなく、それらの前提条件を含めた全プロセスをレポートし、メンバー全員がその課題を共有する。その議論を通じて個々のメンバーの論理

と思考過程が切磋琢磨されると共に、担当分野以外の全体情報を知ることができて技術的視野が広がる。この技術ミーティングの場合は、経験者からの暗黙知を全メンバーへ伝達する絶好の機会である。なぜなら暗黙知は体系化されていないので、課題に会った際にのみ経験談として伝達し得るからである。

後になっての伝聞であるが、この技術ミーティングは若手技術者たちにとって「苦難の時間」であったらしい。それこそOJTの場として機能していた証拠ではなからうか。

6.2 暗黙知を形式知へ

しかしながら、上記の技術ミーティングは個々のメンバーの顔が見えることが条件で、参加できる人数はただか二十人程度に限られる。また、参加していない者には伝えられないという欠点もあって、組織全体としては必ずしも効率的な方法ではない。すなわち更に効果的に技術を継承させるには、ノウハウを暗黙知のままに放置せず形式知化する必要がある。暗黙知を形式知化して組織全体が共有することにより、その新たな形式知を土台にして更に高度な知識を生み出すという効果の連鎖が期待できる。

ここでいう形式知とは、例えば設計基準やマニュアルであり、業務規則であり、データベースであるが、これを作るのはかなりの労力を要する。また個々の暗黙知のうち独善的なものを排除し、普遍的な内容の形式知にするには複数の経験者のチェックが必要である。さらに現在の技術水準に基づいた過剰な枠を嵌めることは危険である。例えば「設計応力は**N/mm²以下であること。」というような枠であり、これによって技術の進歩は停止する。むしろ思考のプロセスや経験から得た知恵を形式知化することがより重要である。例えば、ある要素を開発する場合に、性能重視と強度重視の何れとも決め難い場合には同時に両方のタイプを作っておいて、一方がダメなら他方を活かす。そうすると、一方の結果が出た後で他方を新たに作る場合に比べて開発期間はおおよそ半分になる。そういう知恵みたいなものである。

暗黙知を形式知化する作業はボランティア (voluntary) な仕事であり、これを組織として継続するためには提供者の貢献度に相応しい評価制度が必要である。特に、成功の経験は形式化しやすいが、失敗の経験は難しい。しかし、開発過程で学んだ失敗の経験こそ、それを繰り返さないために貴重である。そのためには情報提供者への何らかのインセンティブが必要である。

最近の若手技術者の一般的傾向は、良く言えば素直で吸収が速いが、一方で先輩に自ら問い掛けるなど暗黙知を積極的に収集することが不得手な傾向にある。従って形式知化 (マニュアル化) は技術の継承にとって今後ますます重要になるとと思われる。

6.3 シミュレーションは諸刃の剣

近年のコンピュータの飛躍的な発達にともなって、シミュレーションとしてのCFDや構造解析を始めとした解析技術は長足の進歩を遂げ、ガスタービンの分野でも、経験に頼る事が多かった従来の設計手法を大きく変えるほどの強力な設計ツールになりつつある。

しかし、シミュレーションはあくまで実機ガスタービンの内部で生じている複合現象のうちの取り扱いが可能な現象に限定し、その境界条件も実機のそれを近似的に置き換えて行うものである。したがって、適切に活用すればたいへん有効であるが、逆に前提条件が実機と違っていている場合には、誤った結果を出す諸刃の剣でもある。従って、ここで述べた‘機械に問う’つまり、実機は最高の教科書である、ということを念頭に置きながらシミュレーションを適切に組み合わせていくことが、従来にも増して重要になっている。

7. おわりに

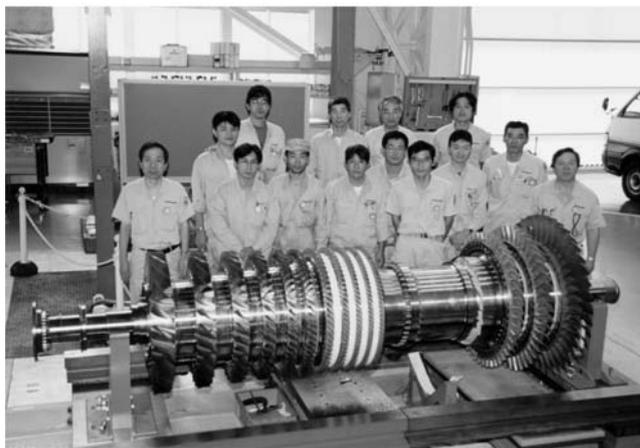
欧米が先行してきたガスタービンの技術開発は、近年の新興国の経済発展と地球温暖化に対する環境意識の高まりにともなって、近隣のアジア諸国等でも積極的に取り組まれ始めている。

このメガコンペティションの時代に日本が生き残っていくためには最早単なる物作りのみでは通せず、独自技術の集積による付加価値が高い製品を世界市場に展開することが必要であり、ガスタービンの技術開発もその例外ではない。

自ら汗を流して問題を解決した自主技術を発展させることができるか否かに21世紀の日本の浮沈が掛かっている。(完)

引用文献

- (1) 杉本隆雄, “純国産の産業用・船用ガスタービンの開発を通して思うこと”, ガスタービン定期講演会講演論文集 (31), 7-12, (2003-06)
- (2) 大槻幸雄 “純国産ガスタービン開発物語”, (2006), p120, 理工評論出版,
- (3) 杉本隆雄, “5MW産業用ガスタービンの開発秘話”, 日本内燃力発電設備協会誌LEMA, No.481, (2005), p39
- (4) 田中道雄, “スーパーマリンガスタービン”, 日本機械学会誌 Vol.104 No. 990, (2001)



組み上がった20MW級ガスタービン初号機のロータと開発メンバー (2000年当時)
左端が筆者 (右上は拡大写真)

特集：ガスタービンの最前線で活躍する研究者・技術者たち

ガスタービンの現場技術と劣化評価技術の開発を目指して

小林 大輔*¹
KOBAYASHI Daisuke

キーワード：ガスタービン，動翼，ニッケル基超合金，EBSD，結晶方位，寿命，劣化

1. はじめに

本特集号の執筆依頼があったとき，入社10年にも満たない私には荷が重いと感じたが，諸先輩の助言をいただきながら，貴重な機会であることから引き受けさせていただいた。本報では，私がガスタービンやその主要な構造材料であるニッケル基超合金と関わるようになった経緯と，少ない経験ながら，ガスタービンを運転している現場で見たこと，感じたこと，また40軸近いガスタービン軸数と1万本を越えるニッケル基超合金製のタービン動翼を保有するユーザとして，現在抱えている問題や取り組み状況等を紹介したいと思う。最後には少し個人的な思いを述べさせていただいた。

2. 出会い

2.1 ガスタービンとの出会い

「飛行機の開発に携わりたい」という動機で工学部機械系に入学したものの，学部の4年間は学生にしかできないことをやりたいとの考えが強く，学友会（体育会）スキー部でクロスカントリースキーに取り組んだ。経緯などを書き始めると紙面が終わってしまうため割愛するが，生活のすべてを賭けて物事に取り組んだ結果得られた充実感，達成感というものは，何物にも代えがたいものであり，貴重な4年間とすることができた。そんなスキー部生活も終わりに近づき，これまでの分も勉強し直そうとの思いから大学院への進学を決意した。

当時興味を持ったのは材料の強度に関してであった。製図の授業がきっかけだった。ある機能を満たす機械装置の設計が課題であり，機能は満足できたので合格したのだが，より良い物に，例えば軽量化しようとした場合，部材の板厚をどう決めるかが直接的に効いてくることに気がついた。設計上の作用応力は材料の引張強度以下にしておけば十分なのか？なぜ安全率が必要なのか？材料によってどのくらい強さが違うのか？との疑問が次々に浮かんだが，これらの疑問は材料力学の範疇を超えていた。

大学院では最高の材料の強度を勉強しようとテーマを

探したところ，自然とガスタービンの耐熱材料に行き着いた。所属した研究室は材料強度学の元祖であり，近年はジェットエンジンのタービン材等の高温強度特性に関する研究がメインテーマの一つであった。材料強度というと，複雑な理論と手間のかかる実験を駆使した難しい分野というイメージがあったが，材料強度に対する理解不足は機械設備の破壊につながり，人命ともかかわる重要な学問分野であることから，文字通り一から勉強し直した。研究にはジェットエンジンのメーカーから先端材料を支給してもらい，材料強度研究の中でも最も難しい問題の一つである「高温クリープ疲労条件下における強度特性評価」に挑戦することになった。

2.2 ニッケル基超合金との出会い

ガスタービンの性能に大きく影響するものの一つとして，燃焼温度にかかわるタービン第1段動翼（図1）の高温強度が挙げられる。燃焼ガスは材料の融点に近いレベルであり，冷却してもメタル温度は800℃～900℃に達する。700℃を超えると材料は赤熱してくるので，運転中のタービン動翼は，真っ赤に光りながら高速回転に耐えている状況である。材料としては，長時間高温中の遠心力に耐えられるクリープ強度はもちろんのこと，頻繁な起動停止（離着陸）による疲労にも耐えなければならない。しかも，高温中の材料劣化は止められないため，



図1 ガスタービンロータ（タービン部）

原稿受付 2010年11月12日

* 1 中部電力(株) 技術開発本部 電力技術研究所
〒459-8522 名古屋市緑区大高町字北関山20-1

実使用にあたっては部品の寿命をいかに精度良く予測するかが安全上かつコスト上重要となる。つまり、高温強度に優れた材料の破壊特性を把握する必要がある。

現状、実使用されている最高の高温強度を持つ材料はニッケル基超合金である。確かに「超」合金であり、鉄鋼材料を基本とした教科書的な知識がほとんど通用しない。常識的には、温度が上がれば強度は落ちると考えられるが、動翼材料の多くは700℃程度まで温度が上がるほど強くなる。破壊の様子も異なっている。通常の材料のクリープ破壊は、図2に示すように徐々に変形しながら微視的なクリープボイドが発生し、個々のボイドの成長や連結によって微視き裂に至り、ついには巨視き裂に成長して破壊するというものである。しかし、ニッケル基超合金のクリープは、図3に示すように、変形速度が非常に遅く、終盤で突然き裂が発生して間もなく破壊してしまった。損傷過程は顕微鏡を通して録画していたため、クリープボイドが見えなかったのは当時の録画画質のせいだろうと考え、2本目は実験室に泊まり込んで直接観察したが、結果は同様であった。また試験後、1万倍以上拡大観察できる走査型電子顕微鏡 (SEM) を用いて観察してみたが、き裂の前段階であるボイド状の欠陥はほとんど観察できなかった。

一方、疲労破壊では、通常平らな破面に図4に示すストライエーションと呼ばれる縞模様が見られるが、ニッケル基超合金の場合は図5に示すように、縞模様どころかガラスを割ったような脆性的な破面であった。ニッケル基超合金は、他の金属を超えた高温強度を有する一方、非常に特殊な性質を持っていたのである。

学生時代、研究には苦勞したがその分ニッケル基超合金に対する興味も深くなった。と同時に、このような材

料を使っているガスタービンの現場も、同じように苦勞しているのではないかと考えから、ユーザ企業に関心を持つようになった。結果として、当時火力発電効率および発電用ガスタービン保有数で世界トップクラスで

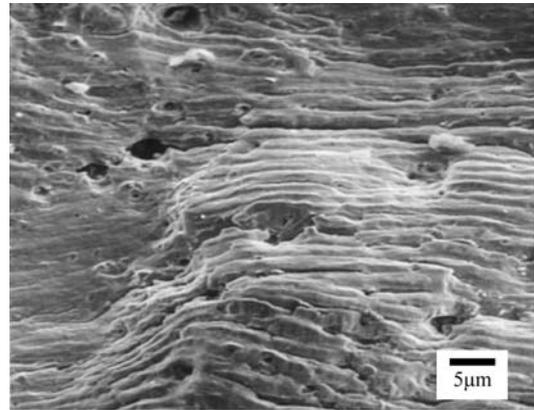


図4 典型的な疲労破面 (ストライエーション模様)

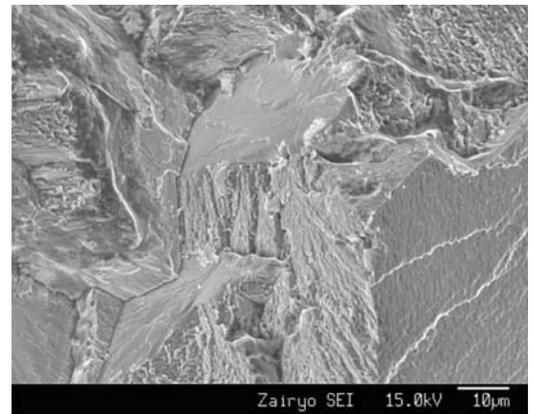


図5 ニッケル基超合金の疲労破面

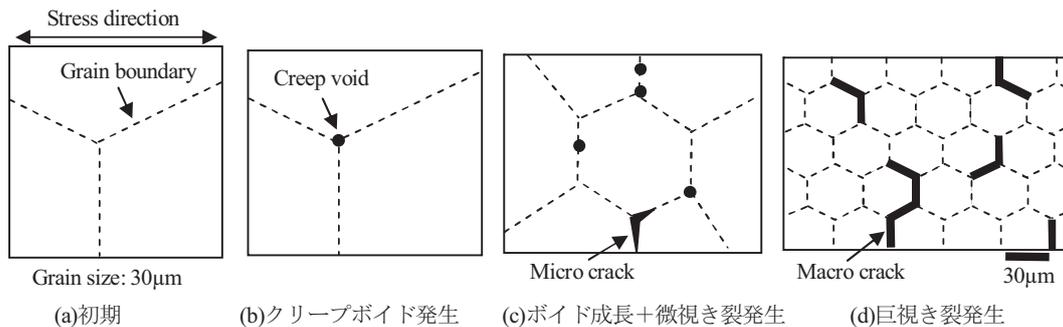


図2 典型的なクリープ損傷過程

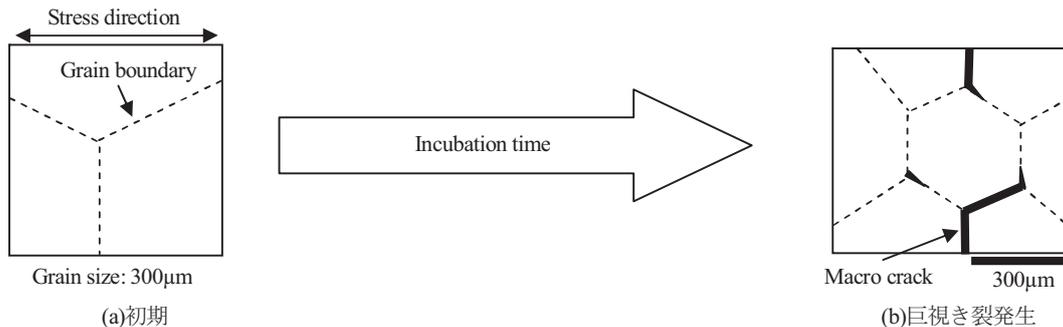


図3 ニッケル基超合金のクリープ損傷過程

あった中部電力㈱で、縁あって超合金の寿命特性評価を担当することになった。

3. 現場

3.1 ガスタービンの現場

私は半年間ではあるが、当時発電出力世界一（火力）の川越火力発電所（三重県川越町、計4,802MW）に勤務する機会を得た。コンバインドサイクルユニットだけで243MW×14軸=3,402MWあるが、これはおよそ一つの県の需要をまかなえる規模である。

図6～9は定期点検中の実機の写真である。図6には燃焼通路であるトランジションピース、第1段静翼リングおよび第1～3段動翼が見られ、発電用ガスタービンの心臓部である。図7～9は点検後の圧縮機・タービン一体ロータや上部車室（ケーシング）の組み込み過程である。ロータは長さ10m、径2m（動翼含む）程度あるが、ケーシングと翼端との間隙はミリ単位であり、定格運転中に隙間が最小になるように設計されている。クレーン操作室は地上10m以上の高所にあるため、要所は多人数で声を掛け合い、間隙確認を行いながら細心の注意を払って据え付けられる。ケーシング自体が高温に曝され、経年的に変形するため、分解はできたが簡単には組めなくなってしまったり、起動後のロータの熱膨張によりケーシングと翼やロータの一部が接触し、振動が

発生してユニットを起動できないこともある。うまく起動できたら徐々に出力を上げていくのであるが、安定するまではそばを離れられない。あの音量と高温は、ガスタービンの苛酷な環境を実感するに十分であった。

また、後に平成18年豪雪と呼ばれた大雪の時も印象に残っている。年の瀬の迫る年末、明るいうちから東海地方に来て初めて見る大雪が降り始めた。帰りの足を心配しているときに警報が鳴った。ユニット出力の異常低下であった。原因は「雪」。ジェットエンジンと異なり発電用のガスタービンには空気取り入れ口に異物吸い込み防止のフィルターが設置されている。このフィルターに雪が堆積して吸気不良を起こしたのである。ユニットが全停止したら一県相当の電力を失うことになる。普段は現場に出ることがない事務職の人も、この時ばかりは作業着にデッキブラシなどを持ち、所員総出で巨大フィルターの雪かきに取り組んだ。作業は降雪の勢いが収まるまで続けられ、結果的に全ユニットの出力を回復することができた。一見単純な作業だが、物量が半端でなく、自然が相手である。しかし初めての経験にも現場に戸惑いはなく、瞬時に対応できていた。普通の工場と異なり、発電所の大きなトラブルは瞬時に、多数のお客さまに影響してしまう。そのような緊張感が現場を支えていると感じた。



図6 燃焼通路～第1, 2, 3段動翼



図8 ガスタービンロータのつり込み②

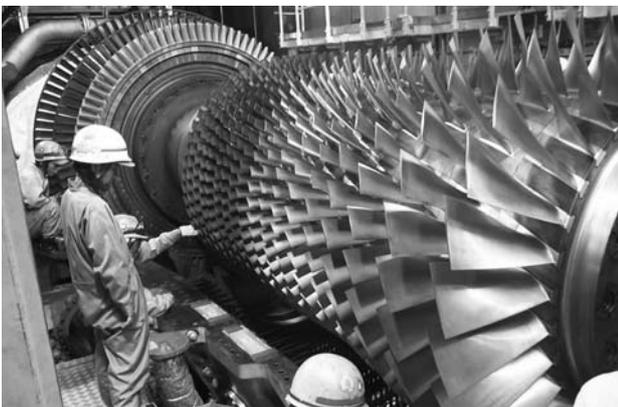


図7 ガスタービンロータのつり込み①



図9 ガスタービン車室のつり込み

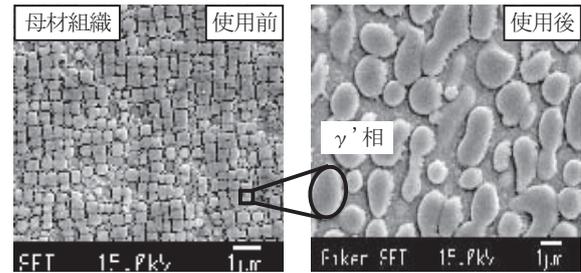
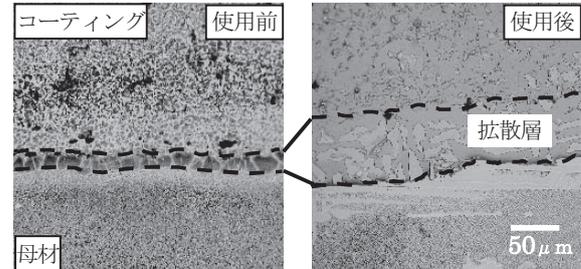
3.2 研究の現場

ガスタービンの現場に求められるのは設備の安全性と経済性を両立させることであり、研究はそのために必要な技術の開発を目的としている。具体的には高温部品の非破壊検査技術⁽¹⁾、寿命評価(劣化診断)技術および寿命延長・修理技術⁽²⁾の開発に取り組んでいる。非破壊検査で欠陥のある部品を取り除き、部品のサンプル評価で材料の寿命評価を行い、適切な時期に高度な修理を行うことで、安全性と経済性が両立できる。目の前にある材料が劣化しているのかしていないのか、その程度も含めて見分けることがまず大事であることから、ここでは劣化診断技術について紹介する。

すべての高温部品は劣化する。しかも材料や形状、使用環境によってメカニズムや程度が異なる。材料や形状はわかっているので、原理的には部材の使用環境(温度、応力等)がわかれば実験から劣化傾向を予測することができる。しかしこれが非常に困難な場合が多い。高温部品は運転中ケーシングや保温で覆われ、特に回転体の状況を直接調べることはほとんど不可能である。寿命評価精度は使用環境の推定精度に依存すると言っても過言ではないため、まずは最も厳しいガスタービン第1段動翼の使用環境推定に取り組んだ。

実機翼を細断して寸法計測を行い、忠実な計算モデルを構築することで有限要素法により遠心力は計算できる。問題は熱応力である。動翼のメタル温度を測る必要があるが、前述したように直接計器を用いることは不可能である。そこで注目したのが材料組織の変化傾向から使用温度を推定するという方法である。具体的には、図10(a)に示す材料強化相である γ' (ガンマプライム)相の粗大化傾向⁽³⁾や、同図(b)に示すコーティングと母材の界面組織の変化傾向⁽⁴⁾から動翼のメタル温度を推定することに取り組んだ。新材相当の材料を長時間電気炉で高温に晒し、時間とともに組織がどう変化していくのか、温度も数種類変えて調査した。いずれの方法も推定できる温度範囲や精度には限界があったが、互いに補完し、また多数の実機使用翼を評価することで、図11(a)に示す翼全体の温度分布を求めることができた⁽⁵⁾。その結果計算できる応力分布を図11(b)に示すが、これらの結果と材料そのものの劣化特性を合わせて評価し、第1段動翼の本来の寿命を把握することができた。

上記の研究から見出された事実は、第1段動翼の熱応力が想像以上に大きいことだった。実際に熱疲労によるき裂発生により、多くの第1段動翼が管理寿命に到達できずに廃却になっている。ベースロード機としてはクリープ強度も重要だが、起動停止機能に優れるガスタービンの特性を考えると、より延性が高く熱疲労強度に優れた材料が望まれる。また、実験室で強い材料だとしても、ばらつきが大きかったり劣化傾向が見えない材料は管理が難しい。クリープ寿命が2倍になっても、劣化挙動の不確かさが2倍になれば、管理寿命は変えられない。

(a)結晶粒内 γ' 相の組織変化

(b)コーティング/母材界面組織変化

図10 断面組織からの温度推定法

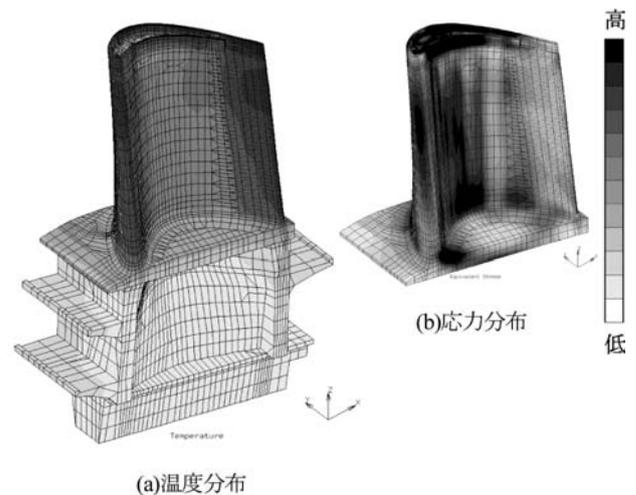


図11 実機動翼の使用環境

4. ブレイクスルーを目指して

高温部品は比較的頻繁に設計変更されるため、必要なデータを取り終わったころには材料も構造も変わってしまっている可能性がある。やはり一枚の翼の調査により、その翼の劣化の程度は把握できるべきである。一方、ガスタービン動翼等の材料であるニッケル基超合金の特性については2.2節で紹介したとおり、変形やクリープボイドといった直接的な損傷がほとんど捉えられない。

材料の劣化・損傷の実体とは何か。一つは高温による材質の変化であり、これは組織観察や硬さなどの材料試験から評価可能である。もう一つは転位等の微視欠陥の導入に伴う変形で、この積み重ねが破壊現象と考えられる。材料劣化が進んでも、応力がかからなければ壊れないが、どんなに小さくても変形が進む限り、材料は破壊に向かう。何らかの手法で変形量を測定できれば、直

接的な寿命評価が可能となる。しかし、ガスタービン高温部品は構造が複雑で変形が微小領域に限られると考えられ、現実には変形測定から寿命を予測することは難しいと思われる。ただし、実験的にはランダムに破壊するわけではなく、一定の破壊寿命の範囲に収まることから、何らかの形態で寿命を消費しているはずである。ただ、従来の方法では認識できなかったに過ぎない。

そこで現在注目しているのは、結晶方位差解析によるミクロな損傷評価法である。転位等の微視欠陥が一定量導入されれば金属結晶の一部がひずむことが推測される。その微視的なひずみを結晶方位の変化として検出できれば、材料の損傷を検出できたことになる。硬さ等は使用前の初期値との比較が必要であることがしばしば問題になるが、ニッケル基合金の結晶方位差は初期値（バックグラウンド）がほぼ決まっているため、理論上は一枚の翼のみで劣化評価が可能である。

結晶方位は電子線後方散乱回折（EBSD）法により測定することができる。図12(a)に示すようにSEM内で試料を約70°傾けた状態で電子線を1点（分解能約15nm）に当てると、菊池線と呼ばれる結晶方位に関係したパターンが得られる。これを必要な間隔で走査することによりミリオーダーの範囲の任意の箇所の結晶方位をナノオーダーの分解能で知ることができる（図12(b)）。

理屈上成り立つとしても、問題は損傷を与えた時に結晶格子が認識できるほどひずむかどうかであった。図13に示す試験片を用いてクリープ試験を行い、試験前後で同図に示すエリアの結晶方位を測定した結果が図14(a)および図15(a)である。さらに図16に示す方位差関数（GROD: Grain Reference Orientation Deviation）を用いることで図14(b)と図15(b)を得た。図14(b)から図15(b)への変化がクリープ損傷と考えられ、応力集中部で結晶格子がひずんでいる（回転している）様子が認められる。図15はき裂発生前の状態であり、従来はこの状態の損傷も検出が難しかった。図17にはクリープ寿命と図16に示す方位差関数との関係を示すが、寿命のかなり早い時期から結晶方位の変化が捉えられており、ポイドやき裂が発生する以前の損傷の程度を把握できる可能性が得られた。

実機動翼への適用のためには未だ調査すべきことが山積しているが、現在も結晶方位差解析による劣化診断技術の実適用を目指した研究を実施中である。（図18参照）

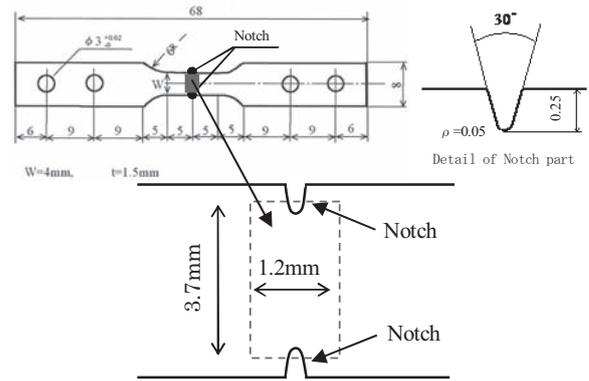
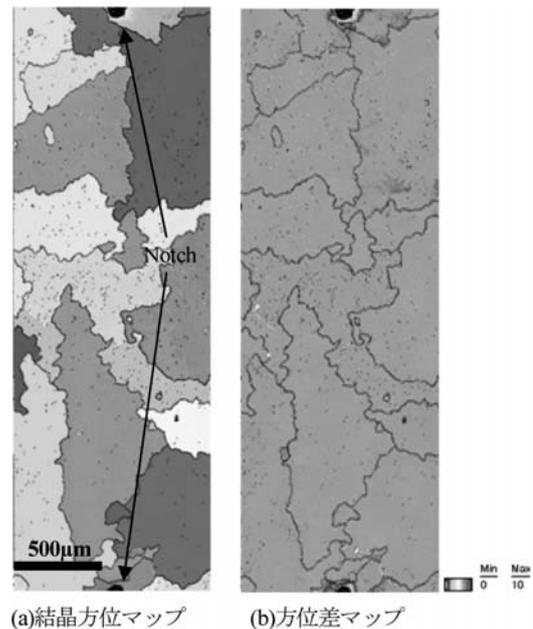
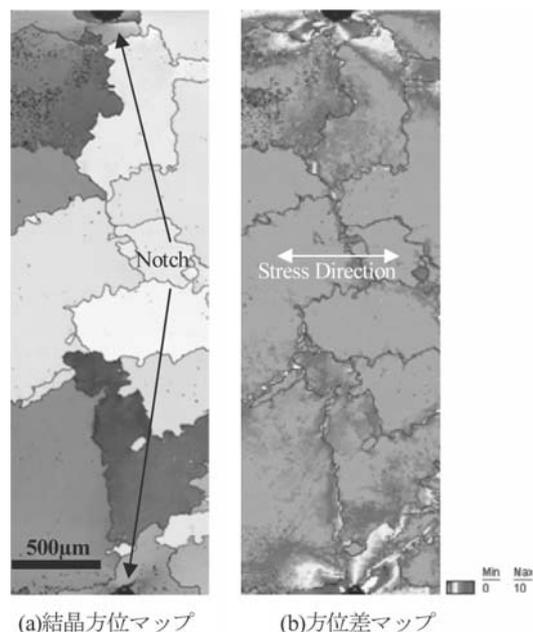


図13 試験片および結晶方位測定エリア



(a)結晶方位マップ (b)方位差マップ

図14 クリープ試験前



(a)結晶方位マップ (b)方位差マップ

図15 クリープ試験後（寿命比0.88）

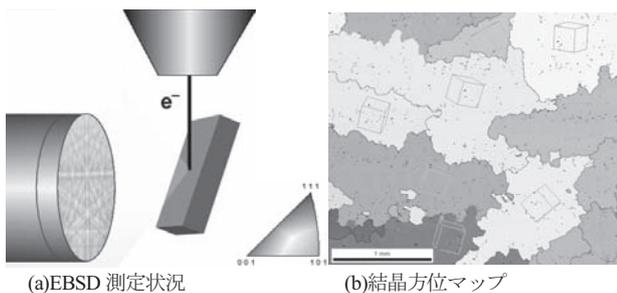


図12 EBSD法の概要

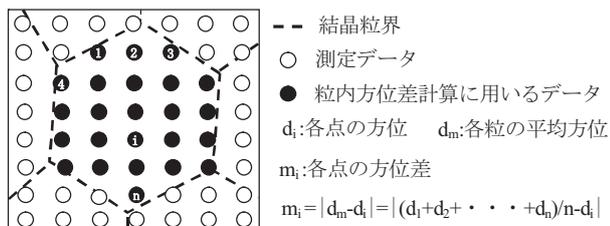


図16 方位差の計算模式図 (GROD値)

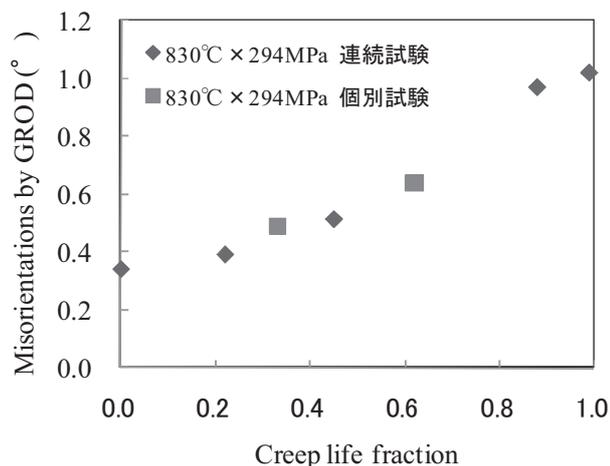


図17 クリープ寿命比とGROD値の関係



図18 結晶方位差解析中の筆者



図19 国際会議で質疑応答中の筆者

5. 最後に

ユーザ企業の研究者として感じるのは、その自由度の大きさと守備範囲の広さである。学生時代の専攻も過去の経験も、生かせることはあっても縛られることはない。ただし、大学やメーカーであれば複数の学科、複数の研究所にまたがる範囲の研究を、少数でカバーしなければならない。このため、情報収集が重要で現場と学会(図19参照)を日々往復している。現場の課題にも最先端の技術にも、同時に目を光らせてそれら結びつけられたとき、問題解決の糸口が見えてくる。学会は、単に入っているだけでは税金のように会費を取られるが、積極的に参加できれば社外に広い人脈を築くことも可能である。基本的には会社対会社の利害関係から一歩離れ、純粋に技術について語る貴重な場だと思う。現場の声を少しでも届けるためにも、現場から学会まで、幅広く活動して行きたい。

参考文献

- (1) D.Kobayashi, Y.Miyachi, Y.Kagiya and K.Chujo, Proceedings of International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo, TS-093
- (2) 小林大輔, 宮地良和, 鍵谷幸生, 坂真澄, 日本非破壊検査協会平成20年度秋季大会予稿集, p159-160
- (3) 柏谷, 吉岡, 齊藤, 藤山, 非破壊検査, 第46巻1号, pp50-57 (1997)
- (4) M. Okada, T. Hisamatsu and Terutaka Fujioka, Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo, TS-081 (2007)
- (5) 小林大輔, 鍵谷幸生, 坂野貴洋, 火力原子力発電, Vol.56, No.12, pp53-57 (2005)

LNG焼きガスタービン燃焼器の要素技術開発

Development of Elemental Technologies of Gas Turbine Combustor for LNG

三浦 圭祐*¹
MIURA Keisuke

百々 聡*¹
DODO Satoshi

小山 一仁*¹
KOYAMA Kazuhito

吉田 正平*¹
YOSHIDA Shouhei

Key words : ガスタービン, 燃焼器, LNG, 低NO_x燃焼, 同軸噴流

1. はじめに

ガスタービン燃焼器においてNO_x（窒素酸化物）排出量を低減することは、環境保全の観点から重要課題である。NO_x排出量低減のためには、予め燃料と空気を混合した状態で燃焼させる希薄予混合燃焼が必須である。しかし、従来型予混合燃焼器では予混合器内に炎災が戻る逆火のリスクがあり、ガスタービンの高温化とともにそのリスクはさらに高くなる。

そこで、著者らはNO_x排出量が少なくかつ逆火の可能性の少ないバーナとして、短い予混合距離で燃料と空気を急速混合する多孔同軸噴流バーナ（以下クラスタバーナと表記）を複数個配置して1つのバーナを構成するマルチクラスタバーナを開発してきた⁽¹⁾⁻⁽⁵⁾。このマルチクラスタバーナはガスタービンの燃料として広く用いられているLNG（液化天然ガス）以外にも、自発着火温度が350℃とガスタービンの入口空気温度よりも低いDME（ジメチルエーテル）を逆火することなく安定に燃焼させることができる⁽¹⁾⁻⁽³⁾。

本研究では、LNG焼きガスタービン燃焼器としての基礎燃焼特性を調べるため、燃焼器の構成要素となるクラスタバーナの空気孔プレート形状、空気噴出流速、燃焼器圧力をパラメータに燃焼特性を検討した。

2. マルチクラスタバーナ

マルチクラスタバーナは、図1に示すように複数の燃料ノズルと空気孔から構成されるクラスタバーナを中央に1つ、外周に6つ配置して構成される。燃料ノズルと空気孔は同軸上に配置されており、1本の同軸ノズルを

構成している。燃料噴流とその周囲を取り囲むように流れる空気噴流は、空気孔内部で混合しながら燃焼室に噴出される。空気孔出口では急拡大によって流れに乱れが生じ、燃料と空気の混合が促進される。そのため、クラスタバーナは従来の予混合バーナに比べて非常に短い距離で燃料と空気を混合し、燃焼室へ予混合気を均等に供給することができる。

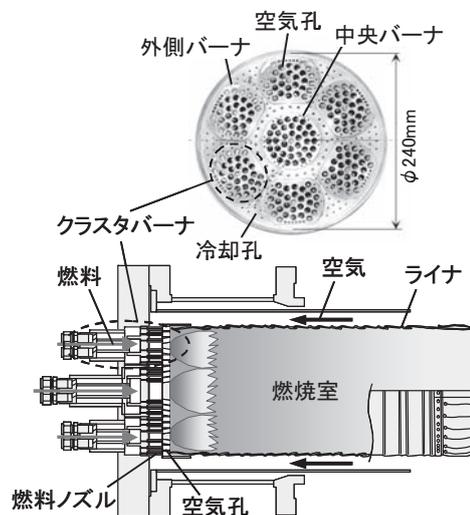


図1 マルチクラスタバーナ

3. 研究方法

3.1 供試バーナ

図2に本研究で用いた要素試験用のクラスタバーナの概略構造を示す。燃料ノズルおよび空気孔は3列の同心円周上に配置され、それぞれ中心から1列目6個、2列目12個、3列目18個となっている。前述したように燃料ノズルと空気孔は同軸上に配置しており、さらに燃料ノズルの先端にリブを設け空気孔の内部に挿入することに

原稿受付 2010年4月30日

校閲完了 2010年10月18日

*1 ㈱日立製作所 エネルギー・環境システム研究所
〒312-0034 ひたちなか市堀口832-2

より周囲を流れる空気流に乱れを発生させ、燃料と空気の混合促進を図っている⁽⁴⁾。

本試験に用いたバーナでは、燃料ヘッダ内部が2室に分かれている。内周側のヘッダ室は1列目6本の燃料ノズルに燃料を供給し、外周側のヘッダ室は2,3列目の燃料ノズルに燃料を供給しており、それぞれに供給する燃料流量は個々に調節することができる。

空気孔プレートはベースプレートと旋回プレートの2枚のプレートから構成されており、ベースプレートの厚みは35mmである。旋回プレートの空気孔はバーナ中心軸に対し傾斜しており、バーナ下流に旋回流を形成することにより、燃焼安定性の強化を図っている。本研究では、旋回プレートの空気孔旋回角および形状を変化させて試験した。

3.2 試験装置

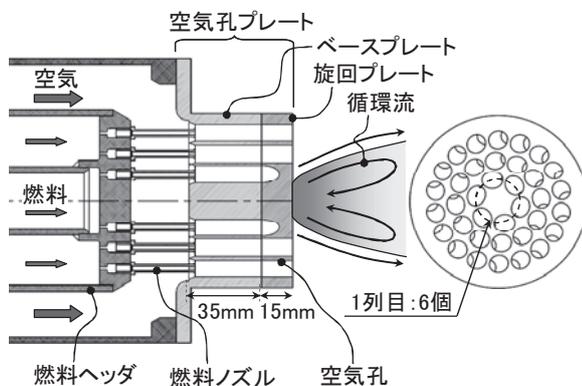


図2 要素試験用クラスターバーナ

試験装置の断面と燃料、空気供給システムの概略図を図3に示す。燃焼室の内径はφ200で、燃焼室壁面は水により冷却している。燃焼空気は圧縮機によって圧縮された空気を予熱燃焼器、熱交換器からなる空気加熱装置により設定温度まで昇温した後、流量計測オリフィス、流量調節弁を介して燃焼器に供給する。燃焼空気の温度はバーナ入口部で熱電対により計測した。燃焼室内の圧力は、燃焼室下流に設けた背圧弁の開度を調節することにより1.5MPaまで昇圧することができる。

燃料にはタンクに貯蔵しているLNGを使用した。LNGは蒸発器によりガスに気化させた後、流量調節弁とオリフィスによって流量を計測し、燃焼器に供給する。

燃焼室で燃焼した後の排気ガスを燃焼室下流でサンプリング管により抽気し、掘場製のガス分析装置MEXA7100によりNO_x、CO（一酸化炭素）、THC（全炭化水素）、O₂（酸素）、CO₂（二酸化炭素）の各濃度を計測した。

燃焼振動は、燃焼室内部に挿入したφ6の計測配管の一部を分岐し、一方に圧力変換器を、他方に50mのダンピングチューブを設置し、計測配管内の反射波の発生を防止して計測した。

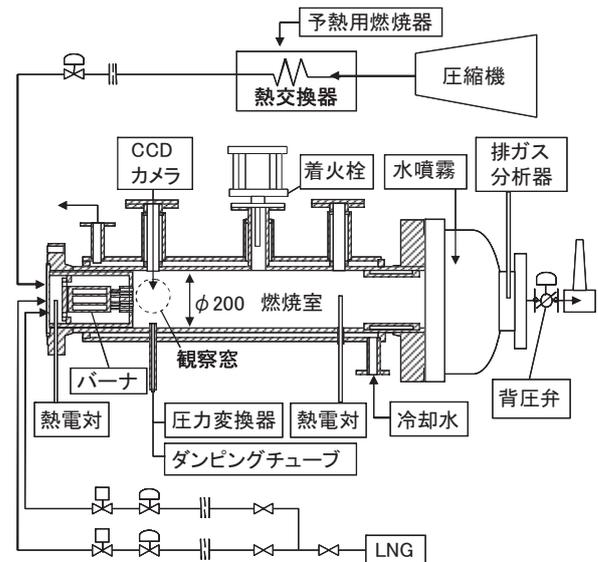


図3 試験装置

3.3 試験条件

本研究では、大別して2通りの試験をした。試験(1)で火炎の平均燃焼ガス温度1490℃におけるNO_x排出特性と燃焼振動特性を調べ、試験(2)で平均燃焼ガス温度に対し火炎リフトや燃焼振動などの不安定燃焼が発生する1列目燃料比率を調べた。1列目燃料比率は、式(1)に示すように36本の燃料ノズルに供給する全燃料流量に対し、中心から1列目6本の燃料ノズルに供給する燃料流量の割合を示す。

$$1 \text{ 列目燃料比率} = \frac{1 \text{ 列目燃料ノズルに供給する燃料流量}}{\text{全燃料流量}} \dots (1)$$

本研究の代表的な試験条件を表1に示す。燃焼器圧力は0.65MPaと1.5MPaの2ケース試験した。それぞれの圧力条件における入口空気温度は380℃と397℃である。空気孔出口における空気噴出流速は55m/sを基準に試験した。試験(2)では空気噴出流速の影響を調べるため、CASE1の条件に45m/sと65m/sの2ケースを追加して、合計3ケース試験した。

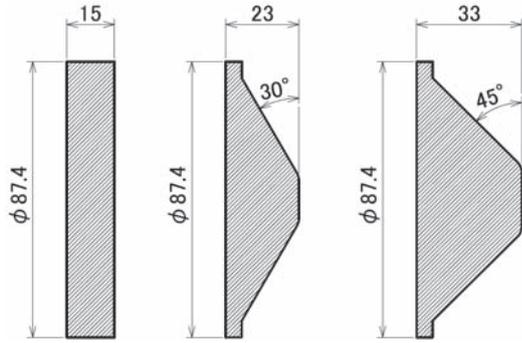
表1 試験条件

試験条件	CASE1	CASE2
燃焼器圧力	0.65MPa	1.5MPa
入口空気温度	380℃	397℃
空気噴出流速	55m/s	55m/s

3.4 試験品

本研究では図4～図6に示す旋回プレート①～⑤を用いて試験した。旋回プレート①～③の断面は図4(a)の平板形状、旋回プレート④は図4(b)の出口面が30°傾斜し

た凸形状、旋回プレート⑤は図 4(c)の出口面が45° 傾斜した凸形状である。図 5 に旋回プレート①～③の正面図を、図 6 には旋回プレート④、⑤の外観写真を示す。表 2 にはバーナ軸方向に対する空気孔の傾斜角（以下旋回角と表記）を示す。平板形状の旋回プレート①～③については、空気孔出口面における 1 列目空気孔のPCD (Pitch of Circle Diameter) を同じく表 2 に示す。



(a) 旋回プレート①～③ (b) 旋回プレート④ (c) 旋回プレート⑤

図 4 旋回プレート断面図

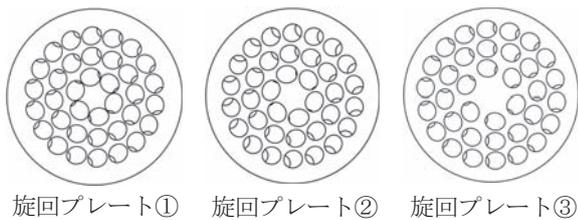


図 5 旋回プレート正面図

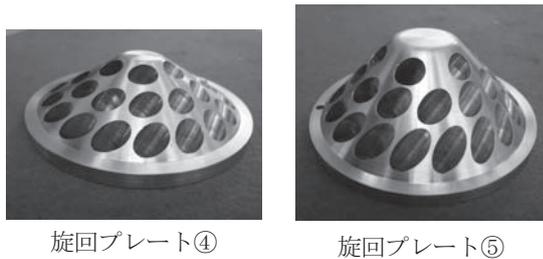


図 6 旋回プレート外観写真

表 2 試験品パラメータ

旋回プレート		①	②	③	④	⑤
旋回角 (°)	1列目	30.3	32.5	30	35	35
	2列目	27.5	27	28	30.5	30.5
	3列目	28	23	28	29.5	29.5
1列目PCD (mm)		19.6	22	26.2		

4. 試験結果

4.1 試験(1): NOx排出特性と燃焼振動特性

試験条件CASE1における平板形状の旋回プレート①～③のNOx排出特性を図 7 に、燃焼振動特性を図 8 に示す。横軸は 1 列目燃料比率で、16.7%においてすべての燃料ノズルに燃料が均一に供給される。縦軸は15%O₂に換算したNOx排出量と燃焼器圧力に対する燃焼振動の圧力振幅の相対値である。白抜きのは点は炎がリフトした条件である。

旋回プレート①～③はともに均一燃料比率条件の16.7%に近づくにつれて、NOx排出量が大幅に低下している。図 9(a)～(c)に示すように旋回プレート①～③は逆円錐形の火炎を形成している。1 列目燃料比率16.7%を大きく上回る条件では、局所的に火炎温度が高くなる火炎根元からNOxが多く排出される。

旋回プレート①は他の旋回プレートに比べてNOx排出量が少ない。図 9(a)の火炎写真に示すように、旋回プレート①は根元の細い円錐火炎を形成しており、予混合気は空気孔出口から噴出されて火炎に到達するまでの距離が他の旋回プレートに比べて伸びている。そのため、

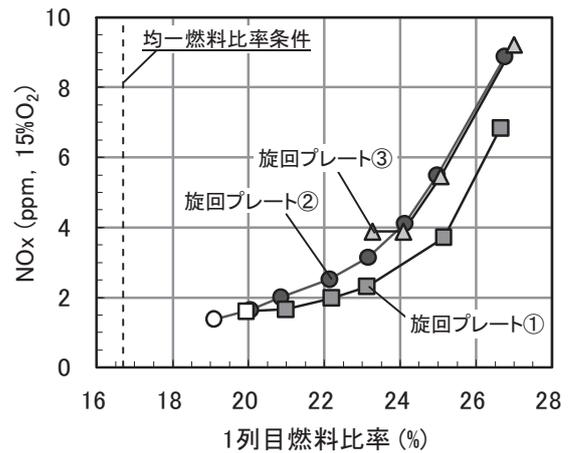


図 7 NOx排出特性 (CASE1)

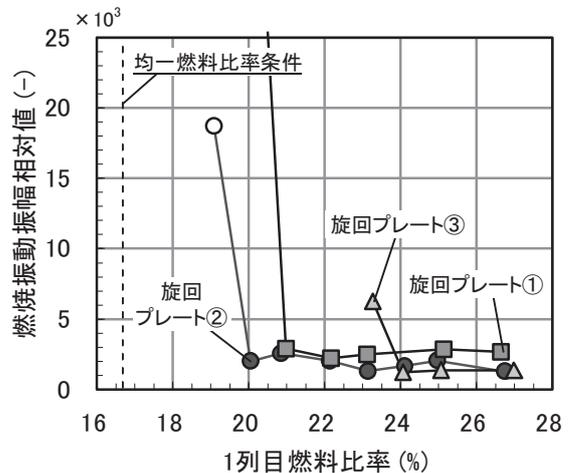


図 8 燃焼振動特性 (CASE1)

さらに一段と燃料と空気の混合が進んでから燃焼することでNO_xの排出量が少なくなっていると考える。

3つの旋回プレートの燃焼振動の振幅レベルはほぼ同一レベルである。しかし、旋回プレート③は1列目燃料比率23.3%で図9(d)に示すように火炎が旋回プレートの全面に張り付き、火炎形状が変化することにより燃焼振動レベルが約5倍に増加した。一方、旋回プレート①と②は1列目燃料比率20%近傍において1列目燃料比率が下がり保炎領域における局所ガス温度が下がったことによって火炎がリフトし、燃焼振動レベルが大幅に増大した。

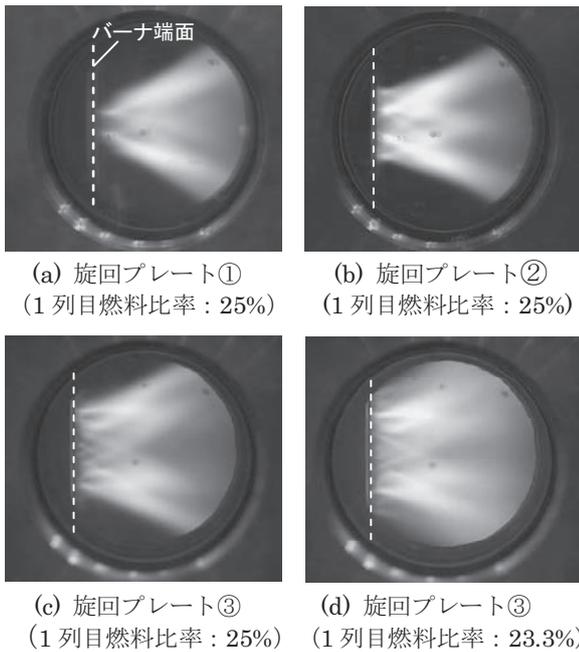


図9 火炎写真 (CASE1)

図10, 11に旋回プレート②のCASE1とCASE2のNO_x排出特性と燃焼振動の圧力振幅相対値を比較して示す。燃焼器圧力1.5MPaのCASE2のNO_x排出量は、燃焼器圧力0.65MPaのCASE1に比べ1列目燃料比率27%において

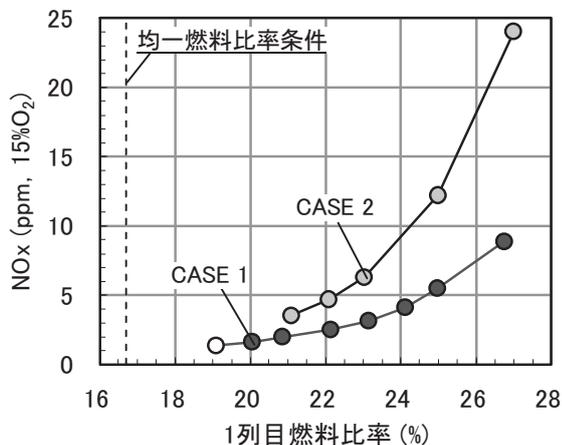


図10 NO_x排出特性 (旋回プレート②)

約2.7倍に増加している。しかし、1列目燃料比率が低下し局所燃焼ガス温度が下がるとともにNO_x排出量の増加割合は減少し、1列目燃料比率21%近傍では約1.8倍まで小さくなっている。

一方で、CASE2の燃焼振動レベルはCASE1に比べて約3倍に増加しており、1列目燃料比率21%では図9(d)と同様に旋回プレート全面に火炎が張り付いて燃焼振動レベルが約5倍に増大した。このように燃焼器圧力の増加によって燃焼振動が発生しやすくなっている。

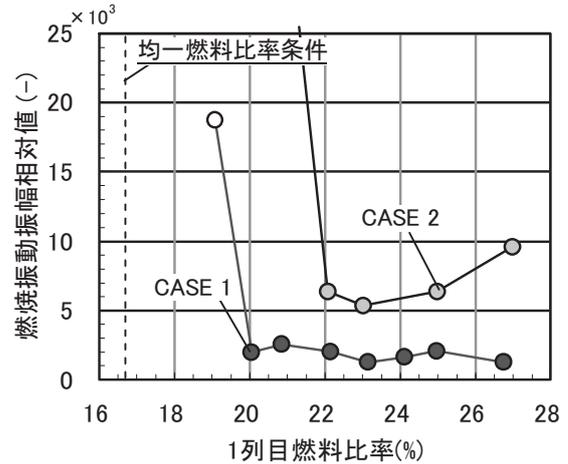


図11 燃焼振動特性 (旋回プレート②)

4.2 試験(2): 燃焼安定性

クラスタバーナは、空気孔を傾斜させ旋回流を形成することで、円錐状の火炎を形成し保炎している。1列目燃料比率を均一燃料比率条件である16.7%に下げて近づけていくと、前節で述べたように火炎がリフト、または火炎が旋回プレート全面に張り付いて燃焼振動が増大し、不安定燃焼となる。そこで、旋回プレート①～③について燃焼ガス温度に対し、不安定燃焼が発生する1列目燃料比率を調べた。

CASE1における不安定燃焼条件を図12に示す。横軸は1列目燃料比率、縦軸は燃料流量と空気流量から計算して求めた火炎の平均燃焼ガス温度である。白抜き点は火炎がリフトした条件、塗り潰した点は火炎が旋回プレートの全面に張り付いて燃焼振動レベルが増大した条件である。これらの点よりも1列目燃料比率の大きい条件では火炎は安定に燃焼しており、1列目燃料比率の小さい条件では不安定燃焼となる。

旋回プレート①は、燃焼ガス温度が下がるにつれて火炎のリフトする条件が、1列目燃料比率の大きいほうへシフトしている。一方、旋回プレート②は、1490℃以下の条件では旋回プレート①よりも1列目燃料比率の小さい条件で火炎がリフトし安定燃焼範囲が広がっているが、燃焼ガス温度1520℃以上の高温条件では、旋回プレートの全面に火炎が付着し燃焼振動レベルが増大することで

安定燃焼範囲が狭められている。旋回プレート③は、さらに低い燃焼ガス温度の1470℃近傍で火炎付着による燃焼振動増大が発生し、燃焼ガス温度1470℃以上では最も安定燃焼範囲が狭い結果となった。一方、1430℃近傍では1列目燃料比率19%前後まで安定燃焼範囲が拡大している。

表2に示すように旋回プレート①に対し、旋回プレート②は1列目空気孔出口のPCDが2mm以上広く、旋回プレート③はさらに約4mm広がっている。図5の旋回プレート正面図に示されるように、PCDの拡大にともない1列目空気孔間の間隙が広がっている。そのため、旋回流により形成される循環流によって旋回プレート近くまで戻ってきた燃焼ガスが空気孔間の隙間を通過して2,3列目の空気孔出口付近に熱を供給しやすくなり、その結果、旋回プレート表面に火炎が付着する燃焼ガス温度が低下したと考える。

ここで1列目空気孔から噴出する予混合気の燃空比から計算して求めた局所の燃焼ガス温度（以下1列目局所燃焼ガス温度）により整理したリフト条件を図13に示す。縦軸は平均の燃焼ガス温度である。一部、燃焼ガス温度

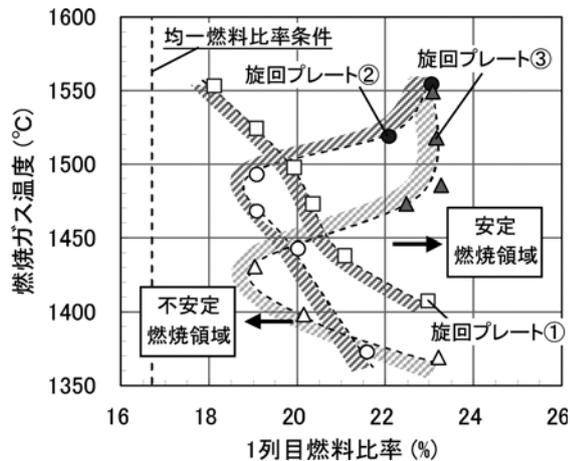


図12 不安定燃焼条件

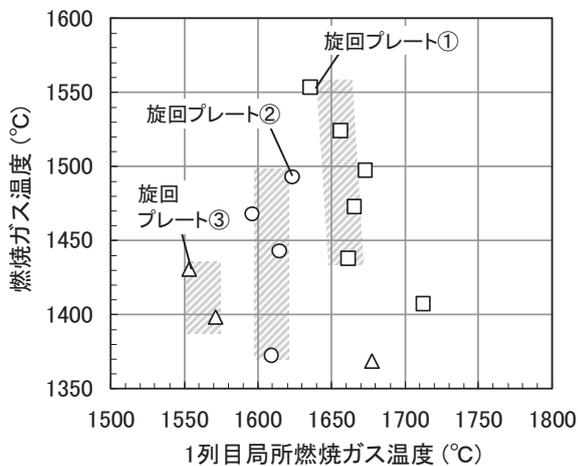


図13 火炎リフト条件

の低い条件でずれが見られるものの、火炎のリフト条件における1列目局所燃焼ガス温度はほぼ一定値内に収まっており、火炎の保炎に対し1列目局所燃焼ガス温度は重要な因子であることがわかる。また、旋回プレート②のリフト条件における1列目局所燃焼ガス温度は、旋回プレート①より約50℃低く、旋回プレート③は旋回プレート②に比べてさらに50℃低くなっている。1列目空気孔のPCDが大きいくほど循環流内の流れが安定化し、リフト温度が低下するものと考えられる。

次に旋回プレート②について、燃焼器圧力0.65MPaの条件で空気噴出流速が燃焼特性におよぼす影響について調べた。試験結果を図14に示す。横軸は1列目燃料比率、縦軸は計算により求めた平均燃焼ガス温度である。

火炎のリフト条件は、空気噴出流速に関らずほぼ一致しており、空気噴出流速の影響は少ないことがわかる。一方、空気噴出流速45m/sでは1490℃で旋回プレート全面に火炎が付着し燃焼振動レベルが増大しているのに対し、空気噴出流速65m/sでは燃焼ガス温度1550℃より低い温度でスワラ全面に火炎が付着することはなかった。このことから、空気噴出流速を増加させることは火炎形状変化にともなう燃焼振動の発生を抑制する上で有効であることがわかる。

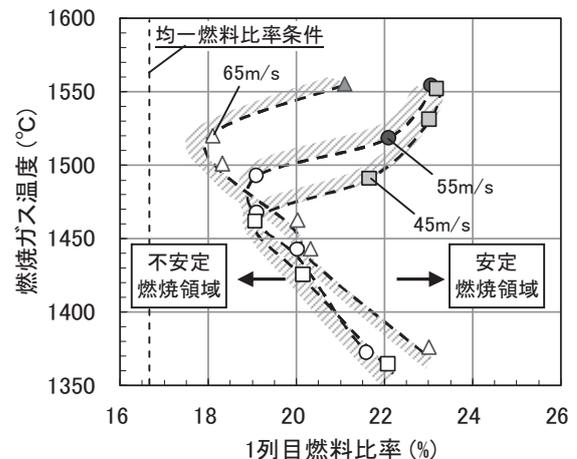


図14 不安定燃焼条件（旋回プレート②）

4.3 旋回プレート出口面形状に対する燃焼特性

図12に示したように、火炎のリフトまたは旋回プレートに火炎が張り付くことで発生する燃焼振動により安定燃焼範囲が制限され、NO_x排出量が最も低下する均一燃料比率条件で安定に燃焼させることができなかった。そこで、旋回プレートの旋回角および出口面形状の改良を試みた。3.4節で示したように旋回プレート④、⑤は旋回流を強くするため旋回角を大きくしており、空気孔の出口面は旋回プレート中心軸に対し傾斜させている。

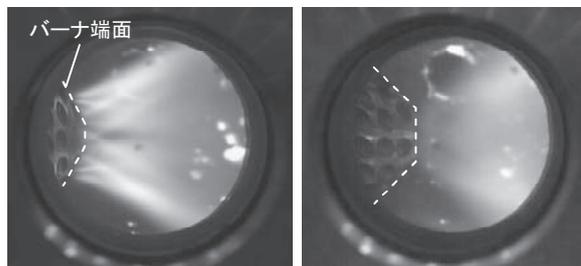
図15にCASE2、燃焼ガス温度1490℃における旋回プレート②、④、⑤のNO_x排出特性を示す。また、図16

には同じく燃焼振動特性を示す。横軸は1列目燃料比率, 縦軸は15%O₂に換算したNO_x排出量と燃焼器圧力に対する燃焼振動の圧力振幅の相対値である。

旋回プレート④は, 旋回プレート②と同様に1列目燃料比率27%から均一燃料比率条件に近づくにつれてNO_x排出量は減少しているが, 1列目燃料比率約23%で旋回プレート全面に火炎が張り付き, 燃焼振動レベルが10倍近く増加した。一方, 旋回プレート⑤は火炎形状の変化をとまわずに1列目燃料比率22%で燃焼振動レベルが高くなったが, 均一燃料比率条件近傍では低い燃焼振動レベルで安定に燃焼した。また, 1列目燃料比率14%~22%の間でNO_x排出量はほとんど変化せず, 約2.5ppmであった。

図17に旋回プレート④と⑤の火炎写真を示す。旋回プレート④では1列目空気孔出口周囲に火炎が保炎しているのに対し, 旋回プレート⑤では旋回プレートの先端のみに火炎が保炎している。そのため, 旋回プレート⑤では1列目空気孔から噴出された予混合気が2, 3列目の空気孔から噴出された予混合気と混合してから燃焼し, 1列目燃料比率に対するNO_x排出量の感度が小さく

なったと考える。このように空気孔出口面を旋回プレート中心軸に対し45°傾斜させることにより旋回プレートへの火炎付着を抑制し, NO_x排出量を低減できることがわかった。



(a) 旋回プレート④ (1列目燃料比率: 24%) (b) 旋回プレート⑤ (1列目燃料比率: 18%)

図17 火炎写真 (CASE2)

5. 結論

モデルバーナを用いてクラスタバーナの燃焼特性を調べた結果, 以下の知見を得た。

- ・平板形状の旋回プレートでは, 1列目6本の燃料ノズルに供給する燃料割合を減少させるとNO_x排出量が減少するが, すべての燃料ノズルに均一に燃料を供給する条件に到達する前に火炎がリフト, または旋回プレート全面に火炎が付着し, 燃焼振動レベルが増大して燃焼が不安定となる。
- ・旋回プレートの空気孔出口面を旋回プレート中心軸に対し45°傾斜させた凸形状とすることにより, 旋回プレートへの火炎の付着を抑制できる。この旋回プレートを用いて燃焼器圧力1.5MPa, 燃焼ガス温度1490℃で試験した結果, NO_x排出量は2.5ppm (15%O₂)であった。

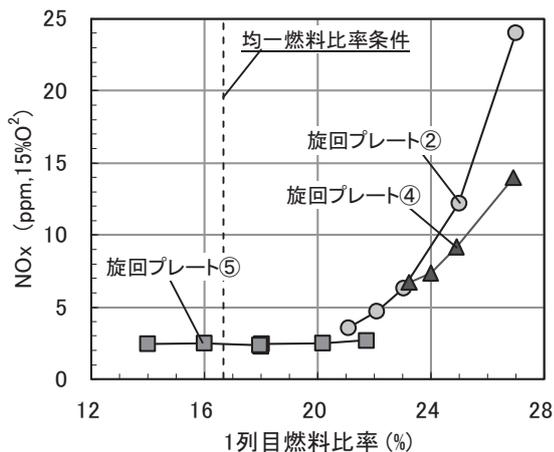


図15 NO_x排出特性 (CASE2)

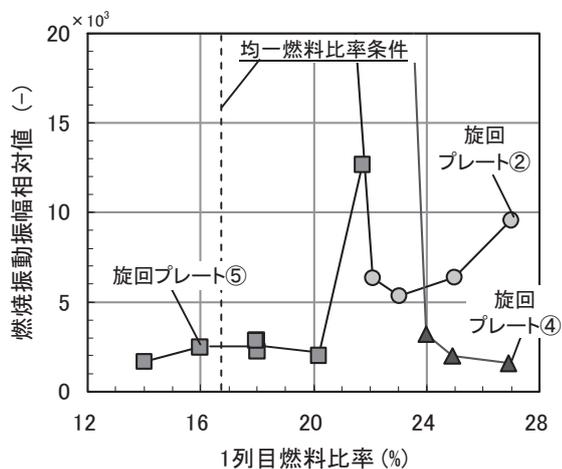


図16 燃焼振動特性 (CASE2)

参考文献

- (1) Saitou, T., et al., "Development of Multi Cluster Burner for Fuel Grade DME", ASME Turbo Expo 2004, GT2004-53689, (2004-6)
- (2) Saitou, T., et al., "Performance Demonstration of the Full Size Multi Cluster Combustor For DME under Real Engine Conditions", ASME Turbo Expo 2005, GT2005-68647, (2005-6)
- (3) 齊藤武雄, 他2名, "DME/LNG焼き低NO_x燃焼器の開発", 日本ガスタービン学会誌, Vol.34, NO.5, (2006-9), 21-24
- (4) 三浦圭祐, 他3名, "流れの可視化による燃料/空気同軸ノズルの混合性能改善", 第34回ガスタービン定期講演会論文集, (2006-10), 239-244
- (5) 三浦圭祐, 他3名, "大気圧要素試験によるLNG焼きガスタービン燃焼器の開発", 第36回ガスタービン定期講演会論文集, (2008-10), 239-24

タービン動翼の振動特性に及ぼす拘束力の影響

Influence of Holding Loads on Vibrational Characteristics of Gas Turbine Bucket

長埜 浩太*¹
NAGANO Kouta関原 傑*¹
SEKIHARA Masaru黒木 英俊*²
KUROKI Hidetoshi

ABSTRACT

When designing gas turbines for power plants, it is important to improve estimation accuracy for both strength and vibration. We have developed a new evaluation method, using blade mock-ups on a vibration exciter, for use during the design process. Our results show that as the shank pin load, the shroud cover load, and centrifugal force load increase, the damping ratio of the turbine bucket decreases. In our tests the damping ratio decreased by as much as 70% as the shank pin load and the shroud cover load increased. Natural frequency increased by as much as 10% as the shank pin load and the shroud cover load increased. Consequently, the vibration characteristics of turbine buckets can be evaluated by the method described herein.

Key words : Gas turbine, Bucket, Damping, Natural frequencies, Vibrational stress, Vibration exciter

1. 緒言

火力発電に用いられるガスタービンでは、大出力化、高効率化が進められており、その構造設計においては材料強度の検討に加えて、運用形態の多様化、翼負荷の増加に伴う加振力の増大に対応すべく、振動特性等の解析精度、設計速度の向上が重要な課題となっている。特にタービン動翼については定格運転時及び起動停止時の振動特性を把握し、翼の固有振動数と離調することが重要な課題の一つとされる。そのため、様々な観点からタービン翼の振動評価が実施されている。

解析を用いた評価手法として、Yangらが翼シュラウドカバー間の接触をばねでモデル化した振動解析手法を提案している⁽¹⁾。また、金子らは3次元FEMを用いて非対称静翼による共振応力の低減効果を予測する手法を⁽²⁾、加藤らは2次元非定常多翼列CFD解析およびFEM構造解析から翼振動応答を求め、静翼の最適配置を提案している⁽³⁾。浅井らは固有振動数の偏差と励振力係数を考慮した損傷評価手法の開発を行っている⁽⁴⁾。

また、これら解析と試験を組み合わせた評価手法として、Ruizらが試験翼に2軸負荷を与え、伸び計出力からせん断応力、すべり応力を加味したフレットング寿

命予測を提案し⁽⁵⁾、Kennyらが光弾性試験結果とFEM解析結果の比較検討を行っている⁽⁶⁾。また、金子らは解析による摩擦ダンパ付き圧縮機翼の減衰特性予測評価と試験測定値とを比較し、一致することを確認している⁽⁷⁾。岩城らは試験及び解析からタービン翼に偏流が与える影響を評価する手法を提案している⁽⁸⁾。また服部らは翼植え込み部に引張、曲げ荷重を与え、実測した変形、すべり挙動とその接触解析結果および実機での振動応答試験結果を比較し、実機の振動減衰、フレットング疲労強度が解析的に予測できることを示している⁽⁹⁾。

また、実機に対する評価として、菊池らは実機タービン動翼の振動応力を実測により求め、励振力に対する対策を実施した例を報告している⁽¹⁰⁾。

しかしながら、これら評価の対象である翼の振動特性は構成部品の拘束力等に影響され、これらの影響を定量化する簡便な手法が必要とされている。

そこで本研究では振動試験機を用いてタービン動翼模擬試験体を加振し、シュラウドカバーやシャンクピンなどの固定構造による拘束力が、翼の固有振動数および減衰比に及ぼす影響を明らかにした。

2. 翼加振試験

2.1 加振試験概要

図1に試験体の構成を示す。また、図2に試験実施状態を示す。試験体は試験ロータを模擬したベースにクリスマスツリー型の翼溝を設け、評価翼1枚および模擬翼

原稿受付 2010年4月9日

校閲完了 2010年11月1日

*1 (株)日立製作所材料研究所

〒317-8511 日立市幸町3-1-1

*2 (株)日立製作所日立事業所

2枚、計3枚の翼を嵌合した。実機では動翼の固定および減衰の向上を目的として、実際の翼上部にはシュラウドカバー、翼下部にはシャンクピンが設けられており、試験体でもこれを模擬した。シュラウドカバーは隣り合う翼同士で拘束するため、周方向の変形が抑えられる。また翼同士の摩擦により、減衰比の向上も図れる。本試験ではシャンクピンおよびシュラウドカバー、翼に所定の拘束荷重を与え、振動試験機を用いて加振を行い、各要素の拘束力が固有振動数および減衰比に及ぼす影響について検討を行った。翼、ベース、治具の材料にはSUS304を用いた。試験に用いた加振試験機はEMIC社製動電型加振機F-2700BC/A-E78（加振力27kN、加振周波数5～2kHz）である。図3に各要素の拘束状態を示す。実機における翼同士の拘束を模擬するために、評価翼（Object bucket）、および模擬翼（Dummy bucket）のシュラウドカバー部を締め付け治具によって拘束した。また、ベースに貫通穴を設け、下部よりボルトを用いてシャンクピン、動翼に遠心力を模擬した拘束力を負荷した。シャンクピンには一本につき押し込みボルトを2本、翼1枚につき5本の押し込みボルトを用いた。押し込みボルトによる拘束荷重を把握するため、シャンクピンおよび翼と押し込みボルトの間には、ひずみゲージを貼付した荷重測定用の押し込みピンとピンのねじれを防止するための鋼球を設けた。

拘束力は押し込みボルトを締め付けながら、押し込みピンに貼付されたひずみゲージの変動を確認し、所定の荷重に調整し加振試験を実施した。各ピンに加わる荷重は、押し込みピンの中央両面に貼付されたゲージの値を平均した値を用いた。

各拘束力と翼に生じる応力の関係を検討するために、ひずみゲージを貼付した（図1）。ゲージ貼付位置は翼部下端から5mmの位置とし、翼両面のひずみを測定し

た。また同時に翼上部、ベースに加速度センサを取り付け、加振試験時の応答加速度を測定した。

表1に試験条件一覧を示す。遠心荷重F1、シュラウドカバー荷重F2、シャンクピン荷重F3の各荷重は翼1枚当たりに負荷した値である。遠心荷重については、実

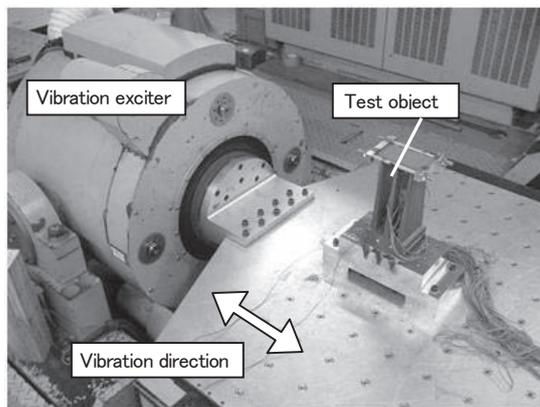
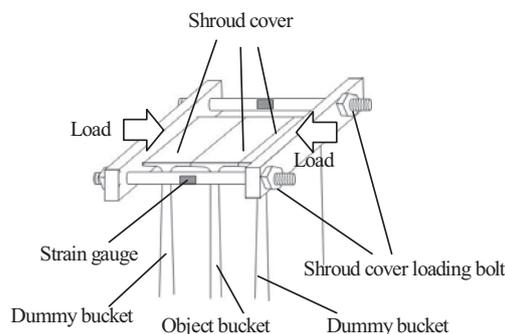


Fig. 2 Vibrational test situation.



(a) Shroud cover load.

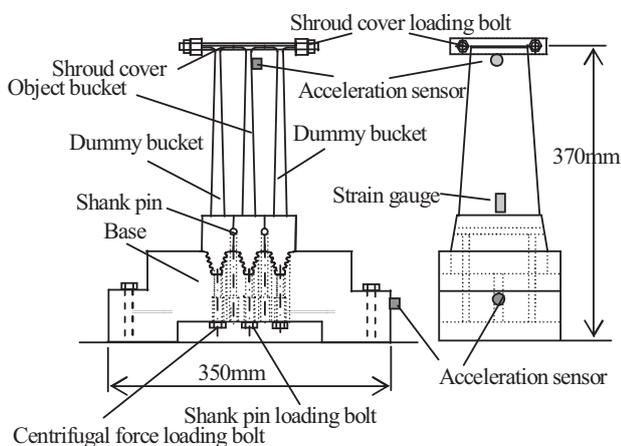
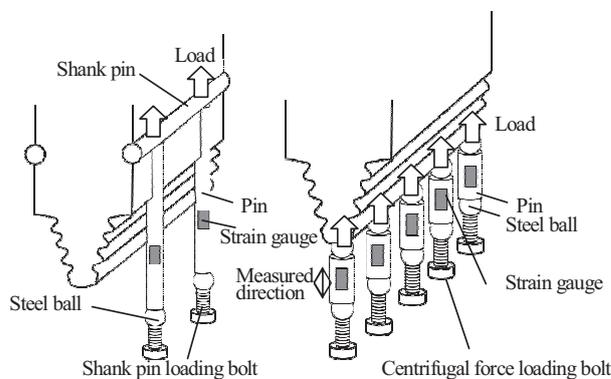


Fig. 1 Vibrational test system.



(b) Shank pin Load (c) Centrifugal force

Fig. 3 Load on each component.

機荷重と今回用いた素材の強度を考慮して、ピン1本あたりの最大荷重を30kNとし、翼へ負荷した最大の荷重は実機の翼に作用する遠心荷重を参考に150kNとした。加振条件は周波数範囲が100Hz～400Hz、負荷加速度は0.5G、3Gのスweep加振とし、翼およびベースの加速度センサの出力を用いて固有振動数および減衰比を求めた。減衰比の算出は、半値幅法を用いて行った。

2.2 固有振動数への影響

図4にシャックピン荷重と固有振動数の関係を示す。加振加速度は0.5G、遠心力模擬荷重は20kNの結果である。本報では各要素の影響度を知るために、最小拘束荷重の結果を用いて無次元化した。図4ではシャックピン荷重、シュラウドカバー荷重が0kNの値を用い無次元化してある。シュラウドカバー荷重0kNの試験はシュラウドカバー締付け治具を取り外して試験を実施しているため、付加質量が減少し他の結果に比べ固有振動数が高い値となっている。

固有振動数はシュラウドカバー荷重にかかわらず、シャックピン荷重の増加に伴い、緩やかに最大約10%増加する傾向にあった。これはシャックピン荷重の増加により接触部のみかけの剛性が上がったためである。

また、図5にシュラウドカバー荷重と固有振動数の関係を示す。試験条件は同じく加振加速度が0.5G遠心力模擬荷重が20kNであり、シャックピン荷重、シュラウドカバー荷重が0kNの値を用い無次元化した。シュラウドカバー荷重が2～5kN程度までは増加に伴い固有振動数も最大約10%上昇するが、シュラウドカバー荷重がそれ以上の領域では固有振動数に変化は生じなかった。これはシュラウドカバーの荷重が増加することで、シュラウドカバーを通じて隣接翼から影響を受ける全体の系の剛性が上がって、固有振動数が増加したものの、拘束荷重がある一定値を超えて翼の剛性が飽和したためであると考えられる。

図6に翼遠心力模擬荷重と固有振動数の関係を示す。加振加速度は0.5Gである。図は遠心力模擬荷重20kN、シャックピン荷重4kN、シュラウドカバー荷重1kNの値を用い無次元化した。翼遠心力模擬荷重が20kNから150kNに増加することで固有振動数は最大で10%程度増加した。これも他の拘束力と同様に荷重の増加に伴い、翼溝接触部のみかけの剛性が上がったためである。

以上のことから、固有振動数はシュラウドカバー荷重、シャックピン荷重それぞれの増加とともに上昇する傾向にあり、荷重がある閾値を上回ると、それぞれの荷重増加による影響は小さくなるといえる。

2.3 減衰比への影響

図7にシャックピン荷重と減衰比の関係を示す。加振加速度は0.5G、遠心力模擬荷重は20kNであり、シュラウドカバー荷重、シャックピン荷重が0の値を用い無次元化した。減衰比はシャックピン荷重の増加とともに緩

Table 1 Test conditions (applied loads)

Loading component	Load(kN)
Simulated centrifugal force of bucket : F1	20, 150
Shroud cover contact force : F2	0, 1, 2.5, 5, 15, 30
Simulated centrifugal force of shank pin : F3	0, 2.5, 4, 5, 15, 30

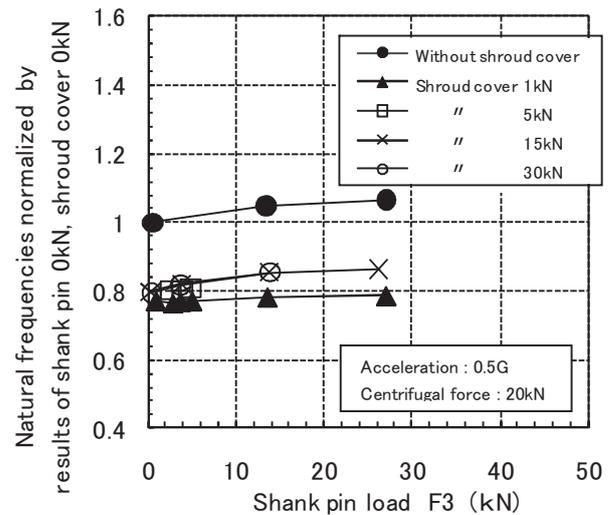


Fig. 4 Relationship between natural frequencies and shank pin load F3 varying shroud cover load F2.

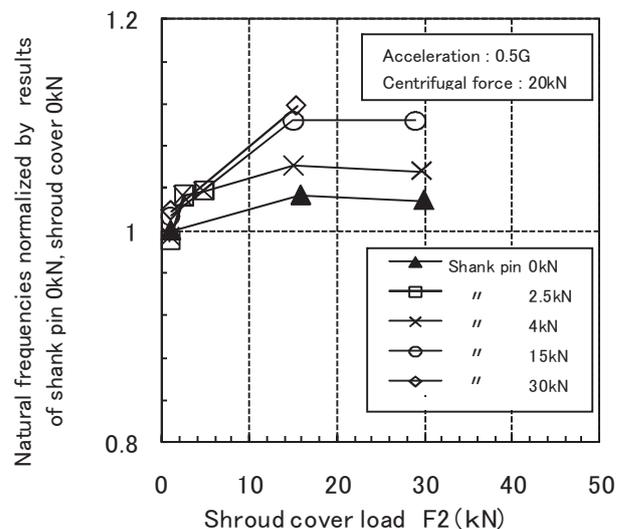


Fig. 5 Relationship between natural frequencies and shroud cover load F2 varying shank pin load F3.

やかに低下する傾向にあり、最大で約30%まで減少した。さらに、シャンクピン荷重が3~4kN付近に減衰比が上昇するピークが確認された。これは、シャンクピンの拘束荷重の増加にともないシャンクピンと翼の間に生じる摩擦力が増加し、減衰比も向上するが、3~4kNを超える荷重を負荷することでシャンクピンが拘束され摩擦による減衰比向上効果が低下したためであると考えられる。

またシュラウドカバー拘束治具を取り外して試験を行った場合には、翼先端の変形が小さくなることに加え、翼間の拘束力が減少し、翼間に存在するシャンクピンの減衰効果が低減するため、減衰比は約30%低くなった。

図8にシュラウドカバー荷重と減衰比の関係を示す。試験条件は同じく加振加速度が0.5G、遠心力模擬荷重が20kNであり、シャンクピン荷重およびシュラウドカバー荷重0の値を用いて無次元化した。シュラウドカバー荷重の増加とともに減衰比は最大で約70%まで低下するものの、5kN付近を越えたとその減少傾向は緩やかになった。これはシュラウドカバー荷重の増加に伴い、翼シュラウドカバー間のすべりが減少したためであると考えられる。

シャンクピン荷重0kNの結果はシャンクピンを取り除いて試験を実施した結果に比べ、シュラウドカバー荷重の増加に伴う減衰比の減少幅が大きかった。これは、シャンクピンは荷重を受けなくとも、減衰率の向上に寄与することを示している。

図9に翼遠心力模擬荷重と減衰比の関係を示す。加振加速度が0.5Gであり、シャンクピン荷重4kNおよびシュラウドカバー荷重1kNの値を用いて無次元化した。減衰比は翼遠心力模擬荷重が20kNから150kNに増加することで約30%減少した。これは遠心模擬荷重が増加することで翼の拘束力が増し、翼溝接触部でのすべりが減少したためである。

図6の翼遠心模擬荷重と固有振動数の関係と併せて、今回の試験では適用材料の強度を考慮し、遠心荷重を150kN最大とした。

図10に加振加速度と減衰比の関係を示す。翼遠心力模擬荷重20kNである。シャンクピン荷重1kN、シュラウドカバー荷重2.5kNの結果を用いて無次元化した。図より減衰比は加振加速度が0.5Gから3Gに増加することで約50%高くなる傾向にあった。これは加振加速度の増加に伴い、翼と接触部材とのすべりが増加したためである。

図11に減衰比と加振によって翼根元に生じる応力範囲の関係について、シュラウドカバー荷重を用いて整理した結果を示す。応力は図1に示すひずみゲージを用いて測定した。加振加速度は3Gである。減衰比、翼応力ともにシュラウドカバー1kNの結果を用いて無次元化した。

図より試験条件はそれぞれ異なるが、翼に生じる応力は減衰比の増加とともに減少する傾向にあり、シュラウドカバー無しの条件を除き、ほぼ一本の直線で表すこと

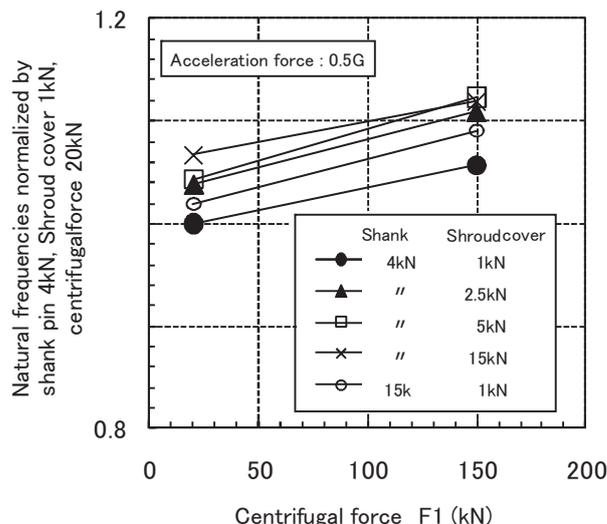


Fig. 6 Relationship between natural frequencies and simulated centrifugal force F1.

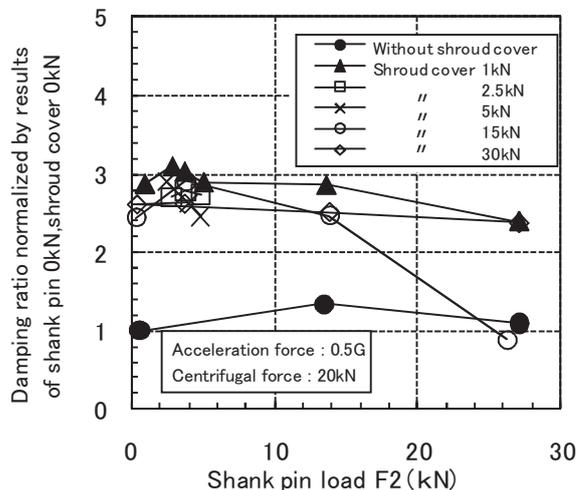


Fig. 7 Relationship between damping ratio and shank pin load F3 varying shroud cover load F2.

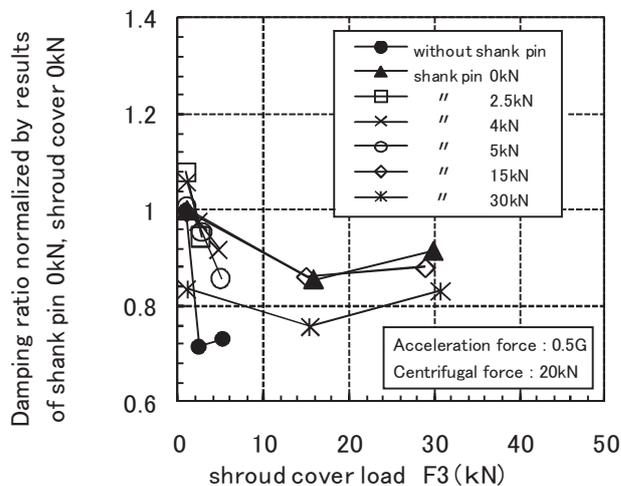


Fig. 8 Relationship between damping ratio and shroud cover load F2 varying shank pin load F3.

ができる。特にシュラウドカバー荷重を1kNとした時の減衰比が最も大きくなり、発生応力も最も減少することが分かった。

以上のことから、今回用いたパラメータの範囲では、翼に生じる応力を最も低減できる条件は、最も減衰比が大きくなる条件であり、シュラウドカバー荷重が1kN程度、シャンクピン荷重が図7で確認された減衰率のピークである4kN前後とすることが望ましいと考えられる。しかしながら、シャンクピン、シュラウドカバーどちらの荷重も減衰比の大きい領域は、その荷重によって固有振動数が大きく変動している。そのため、実機の設計に適用するにはシュラウドカバー、シャンクピンともに締付け荷重と固有振動数の関係が安定する領域で設定することが望ましい。

2.4 考察

今回実施した試験において各要素が固有振動数および減衰比に与える影響について検討を行った。各要素の荷重は、シュラウドカバー荷重1kN、シャンクピン荷重4kNであり、遠心力模擬荷重は最大値である150kNとし、加振加速度は0.5Gとした。

図12に各拘束要素と固有振動数、また図13に減衰比との関係を示す。各結果とも翼遠心力模擬荷重のみを負荷した結果を基準とし無次元化した。

固有振動数は、遠心力模擬荷重による拘束にシャンクピンを加えても値に変化は見られなかった。これは、シャンクピン荷重が1kNと小さいため翼溝接触部のみかけの剛性に変化が生じなかったためであるといえる。一方、遠心力模擬荷重にシュラウドカバーによる拘束を加えることでその値は約0.8倍に低下した。これは、シュラウドカバー治具の質量が翼先端に加わったことが影響しているといえる。遠心力模擬荷重にシャンクピンおよびシュラウドカバー全ての要素による拘束を加えた場合についても、遠心力模擬荷重にシュラウドカバー荷重をくわえた結果とほぼ同等であった。

減衰比は、遠心力模擬荷重による拘束のみの値に対して、シャンクピンの拘束を加えることで2.6倍、シュラウドカバーの拘束を加えると6.7倍、全ての要素により拘束すると7.2倍と拘束要素を増やすことでその減衰比は高くなった。

今回実施した加振試験機を用いた振動試験では実機と同一の拘束条件にて試験をするには制約が多いものの、本研究のような減衰比に拘束要素が及ぼす影響評価や構造変更による振動特性の評価には有効であると考えられる。

3. 結言

タービン動翼の固定構造による拘束力が振動特性に与える影響を評価するため、試験翼に対しシュラウドカバー荷重、シャンクピン荷重、遠心力をパラメータとし

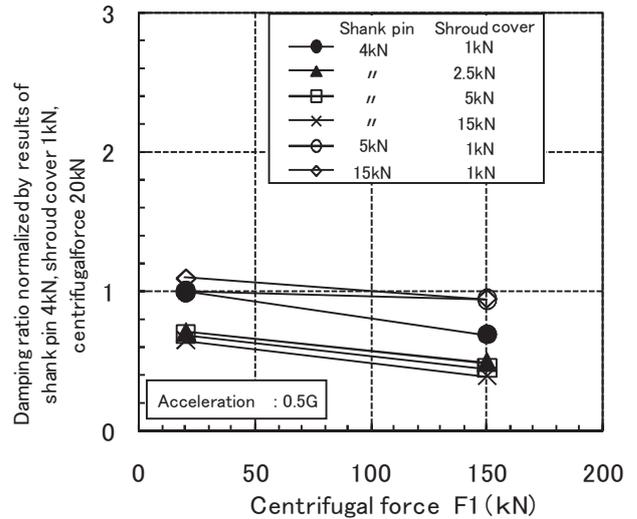


Fig.9 Relationship between damping ratio and simulated centrifugal force F1.

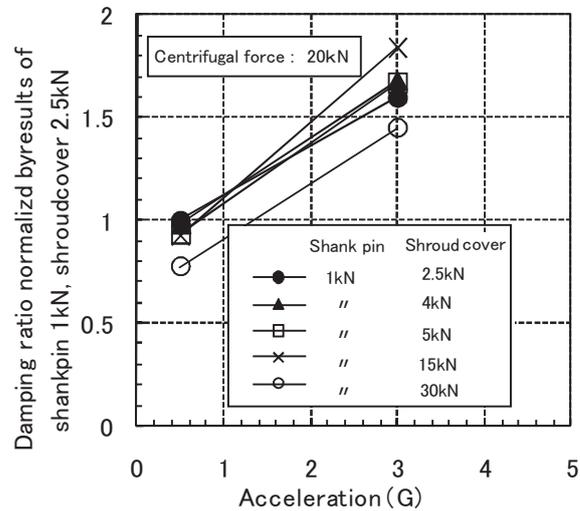


Fig.10 Relationship between damping ratio and excitation force.

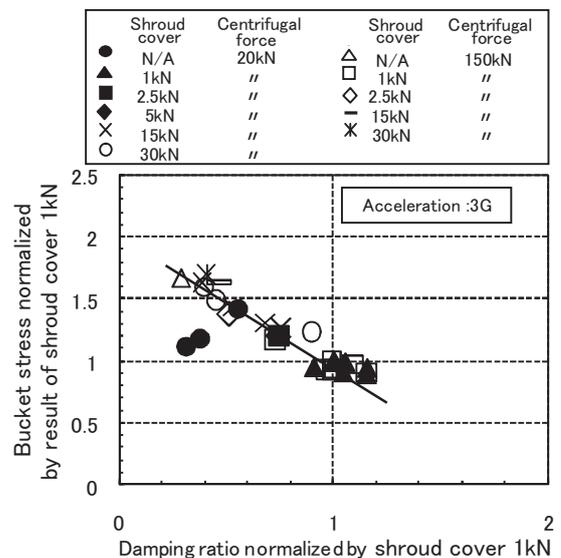


Fig.11 Relationship between bucket stress and damping ratio.

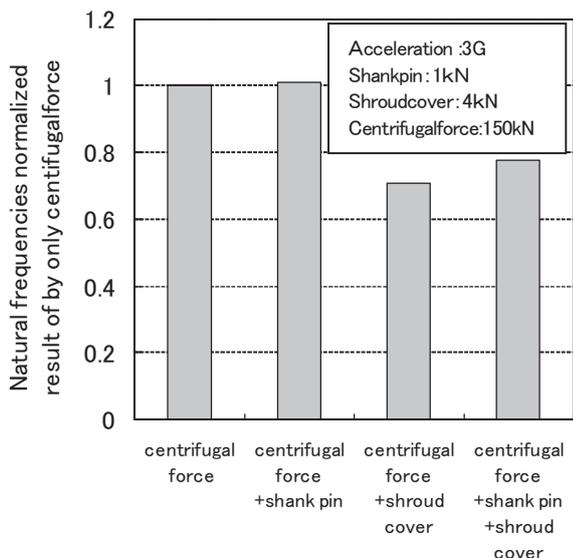


Fig.12 Relationship between natural frequencies and loading component.

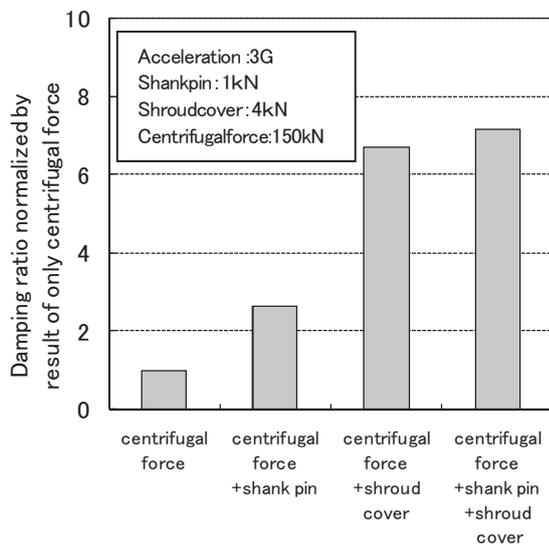


Fig.13 Relationship between damping rate and loading component.

加振試験を行い以下の結論を得た。

- (a) 翼の固有振動数はシュラウドカバー荷重, シャンクピン荷重それぞれを30kNまで負荷することで, 最大約10%上昇する結果が得られた。
- (b) 翼の減衰率は, 今回の試験条件においてシャンクピン荷重の増加とともに最大約30%まで, シュラウドカバー荷重の増加とともに最大約70%まで減少する結果が得られた。
- (c) 翼に生じる応力は減衰率の増加とともに減少する傾向にあり,シュラウドカバー荷重を1kN負荷した場合が最も応力が低減された。
- (d) 翼の減衰比は遠心力模擬荷重のみ負荷した試験体に, シャンクピンによる拘束を加えると2.6倍, シュラウドカバーによる拘束を加えると6.7倍, シャンクピン,

シュラウドカバー, 両者の拘束を加えると7.2倍となることが分かった。

(e) 今回実施した加振試験機を用いた振動試験は, 減衰比に拘束要素が及ぼす影響評価や構造変更による振動特性の評価に有効であることが分かった。

文 献

- (1) M-T, Yang. J. H, Griffin, Exploring How Shroud Constraint Can Affect Vibratory Response in Turbomachinery, Journal of Engineering for Gas Turbine s and power Transaction of the ASME, Vol. 117, No. 1 (1995), pp. 198-206.
- (2) KANEKO, Y.,MORI, K.,TOMII, M.,OHYAMA, H.,Reduction of Resonant Stress of Turbine Blade by Use of Asymmetric Vane Spacing (Effect of Multi-Resonance on Reduction of Vibratory Stress)., Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series C, Vol. 72, No.720 (2006), pp. 2366-2372.
- (3) 加藤大, 今成邦之, 多翼列CFD を活用した高圧圧縮機の翼振動低減方法の検討, ガスタービン学会定期講演会講演論文集, Vol. 31, (2003), pp. 241-246.
- (4) ASAI, K., SAITO, E., SAKURAI, S., Corrosion Fatigue Life Evaluation Method for the Bladed Disk Attachments of Low-Pressure Steam Turbine ., Proceeding of IJPGC' 02, (2002).
- (5) Ruiz, C., Boddington, P., H.B.Chen,K.C., An Investigation of Fatigue and Fretting in a Dovetail Joint, Experimental Mechanics, Vol.24, No.3 (1984), pp208-217
- (6) B.KENNY.E.A.PATTERSON.M.SAID.K.S.S.ARADHYA. Contact Stress Distributions in a Turbine Disc Dovetail Type Joint - A comparison of Photoelastic and Finite Element Results., Strain, Vol. , No. (1991), pp. -.
- (7) KANEKO, Y., MORI, K., Reduction of Vibratory Stress of Compressor Vane by Use of Friction Damper, JSME International Journal,seriesC,Vol. 49, No.3 (2006), pp. 642- 647.
- (8) IWAKI, F., MITSUBORI, K., KOIKE, T., HIRATA, Y., OBATA, S., Influence of Turbocharger Rotational Speed on Logarithmic Decrement and Stimulus Value of Turbine Blade, Journal of the JIME, Vol.40, No.5 (2005), pp124-128
- (9) HATTORI, T., SAKATA, S., ONISHI, H., Slipping Behavior and Fretting Fatigue in the Disk / Blade Dovetail region., Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A, Vol. 52, No.475 (1986) , pp. 663-671.
- (10) KIKUCHI, H., KANEKO, M., Mesurement of Vibrational Stress in High. Proceeding of Presure Turbine Blade.Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Vol.36, (1996), pp207-212

中部電力株式会社 技術開発本部 電力技術研究所 火力発電関係の研究チーム

石川 明^{*1}
ISHIKAWA Akira

1. はじめに

中部電力(株)技術開発本部電力技術研究所は、1965年に設立された総合技術研究所が、1987年の組織変更により技術開発本部となり、電力技術研究所、電気利用研究所(現 エネルギー応用研究所)の2研究所に分かれ現在に至っている。

技術開発本部の組織を図1に示す。技術開発本部は電力技術研究所、エネルギー応用研究所の2研究所と、研究業務を支援する総務・研究企画・知的財産の3グループから成る。

電力技術研究所は、発電から送変電に至る電力設備に関する研究全般を担当しており、エネルギー応用研究所は、お客様サイドで電力を有効に利用する技術全般の研究を担当している。

2. 火力発電関係の研究チーム

火力発電に関する研究を重点的に行っているチームは、図1の電力技術研究所の破線で囲まれた範囲で、エネルギーチーム、環境リサイクルチーム、材料チーム、化学チームの4チームである。

研究開発の主眼はユーザーとしての技術開発であり、コスト低減・トラブル防止・設備信頼度の向上につながる内容が中心となっている。また、発電設備の運転・保守管理を行っている火力部と協調し、部門の課題解決につながる研究を目指して取り組んでいる。

エネルギーチームでは、既設発電所の発電性能の維持・向上など運転管理に関する研究、バイオマスを含む燃料・燃焼に関するトラブル防止・コスト低減の研究などを行っている。

環境・リサイクルチームでは、発電所の排煙処理装置や排水処理設備の設備信頼度の向上・トラブル防止・コスト低減に関する研究、発電所等から出る廃棄物のリサイクルに関する研究などを行っている。

材料チームでは、発電設備のユーザーの立場で、材料評価・検査技術を主体とし、主に寿命評価・寿命延伸に関する研究を行っている。

化学チームでは、化学分析技術を主体とし、発電所の

油脂類やボイラ水質等の診断・評価に関する研究、腐食・防食に関する研究などを行っている。

また、火力発電に関する課題に対し、それぞれのチーム単独で取り組むだけでなく、各チームの特色を活かして、必要に応じて連携して取り組んでいる。

3. 各チームの研究事例

ガスタービン関係の研究を中心に以下に各チームの研究事例を紹介する。

3.1 コンバインド火力発電プラントの性能管理手法の開発(エネルギーチーム)

当社の発電設備のうち約4割が天然ガス火力であり、その半分以上に当たる839万kWがガスタービン複合発電(以下コンバインド火力)である。そのため、当社はコンバインド火力に関する様々な研究開発を進めている。

コンバインド火力プラントにおいては、気温など外部の影響を受けてガスタービン効率が変化し、さらにこの影響を受けてガスタービンの後段に位置する多数の機器も効率等の数値が変動してしまうという性質を持っており、コンベンショナル火力(ボイラ+蒸気タービン)のような精度の良い性能管理は難しかった。こうした外部や前段の機器による影響を取り除き、各機器単体の性能変化を正しく把握できる手法が望まれていた。

そこで、(財)電力中央研究所が開発したヒートバランス計算ソフトであるEnergyWinを利用し、実際の運転データのうち不適切なデータに対して除外・修正を行う前処理により、運転データに対応したヒートバランスを求める手法を開発した。さらに重回帰分析などの統計的な手法により求めた補正式を導入することで、各機器の性能変化を精度よく求めることができるようになった。現在、複数のコンバインド火力プラントで本手法の効果を検証中であり、良好な結果が得られれば、現場への導入を検討していく。

3.2 石炭灰のリサイクルに関する研究(環境・リサイクルチーム)

当社唯一の石炭火力である碧南火力発電所(総出力410万kW)の運転に伴い発生する石炭灰は、年間90万t程度と当社の産業廃棄物の約7割を占めている。そこで、当社は石炭灰をセメント原料や土地造成材として有効活

原稿受付 2010年11月12日

*1 中部電力(株) 電力技術研究所 エネルギーチーム
〒459-8522 名古屋市長区大高町字北関山20-1

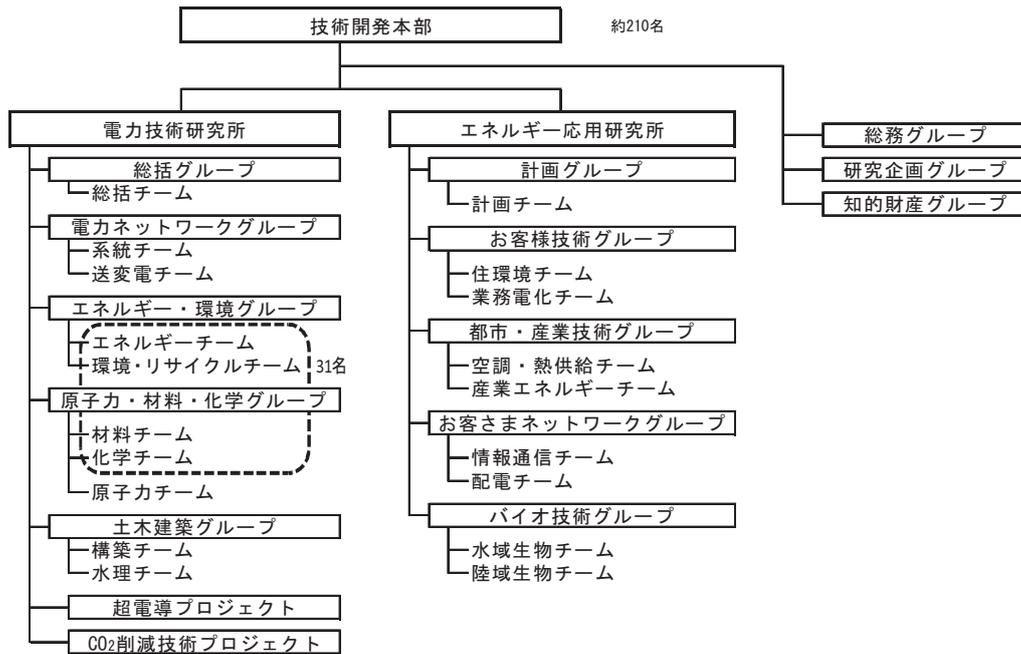


図1 中部電力(株) 技術開発本部の組織

用を進めているが、さらに高付加価値での有効利用を図るための研究開発を進めている。

石炭灰には電気集塵器で集められるフライアッシュ（シリカとアルミナを主成分とし、平均粒径20～30 μ mで微細な球形）と、ボイラ炉底部で回収されるクリンカアッシュ（シリカとアルミナを主成分とし、砂と類似した外見）がある。ここではクリンカアッシュの有効利用について紹介する。

クリンカアッシュの多孔質で透水性・通気性・保肥力等に優れている特長を活かした園芸用培養土を自然応用化学(株)と共同で開発した。

クリンカアッシュを主成分としてバーク堆肥や肥料等の最適配合割合を検討し、植生試験を実施した。その結果、良好な結果が得られたことから、研究成果を活用した園芸用培養土を、商品名「花めぐり培養土」、「芝の土」としてホームセンター、園芸店等で販売している。

3.3 ガスタービン高温部品の寿命評価技術(材料チーム)

ガスタービン(GT)高温部品は使用環境が厳しいことから、定期的な部品の取り替えが必要である。高温部品の取替寿命の延長によりGT保守費用を削減するためには、部品の寿命評価が必要である。そこで、1,100 $^{\circ}$ C級および1,300 $^{\circ}$ C級GT動翼、静翼および燃焼器を対象に、部品ごとに、当社独自の研究あるいは納入者である重電各社との共同研究により、劣化更新時の実機部品を使用した破壊試験による強度評価、定期点検時の劣化・損傷データの分析および実機使用環境(温度・応力)を想定した数値解析による損傷進展予測などを行い、寿命評価技術の開発に取り組んできた。これにより、部品ごとの寿命が明確になり、当初の取替寿命に対し、最大約2倍

(1,100 $^{\circ}$ C級GT燃焼器トランジションピース)の寿命延長が達成できた。

3.4 ガスタービン用潤滑油の劣化管理手法の開発(化学チーム)

コンバインド火力の導入に伴い、潤滑油も従来の蒸気タービンよりも高温に耐えるガスタービン用潤滑油(GT油)が採用された。

GT油は従来と同様の評価法では管理できず、実機データも少ない状況にあった。そこで、化学分析法を駆使して劣化メカニズムを突き止めた。GT油は、アミン系の酸化防止剤が用いられ、その劣化は、①酸化防止剤が消費される、②消費された酸化防止剤が互いに結合して、スラッジが生成されることで進行する。この結果、「酸化防止剤の残存量」と「劣化生成物(スラッジ)の分子量の増加」の2項目でGT油の劣化管理を行う管理手法を平成18年に開発し、現在、実機のGT油管理に活用し、合理的な取り替えに寄与している。

4. 終わりに

当研究所は電力設備のユーザーの研究所であり、これまでは、実機の豊富なデータや経験を活かして、前述のようにコスト低減・トラブル防止・設備信頼度の向上など、現場の課題解決に貢献する研究を中心に実施してきた。

近年これらに加え、地球温暖化防止対策について、設備ユーザーの立場からもできる限りの貢献が求められている。今後は、これまでの研究に加え、既設火力発電所のCO₂低減に貢献できるような新たな研究についても積極的に取り組んでいきたいと考えている。

第38回日本ガスタービン学会定期講演会報告

猪亦 麻子
INOMATA Asako

1. 市民フォーラム

定期講演会の前日、10月19日に徳島大学工学部との共催で、ガスタービン市民フォーラム2010「明日を拓くガスタービン～ジェットエンジンと産業用ガスタービンの開発最前線～」を開催した。徳島大学の多大なご協力もあり、参加者235名と会場はほぼ満員であった。三菱重工業(株)安部克彦氏による「環境性と経済性を両立する発電用ガスタービン」とJAXA二村尚夫氏による「ジェットエンジンの現状」の2件の講演であった。学生向けに平易な表現で講演いただき、一般の研究者・技術者にとっても最新技術をわかりやすく知ることができ、大いに刺激を受けた。フォーラム終了後にも学生が個別に講師の方に質問している姿も見られ、実りあるフォーラムができたと感じた。



市民フォーラムの様子

2. 定期講演会

10月20日、21日に徳島市内のアスティとくしまにて「第38回日本ガスタービン学会定期講演会」を開催した。お気づきの方もいるかもしれないが、昨年までの名称は「第**回ガスタービン定期講演会」であったが、ガスタービンを含むシステム、ユーザの実績等に関する論文、さらに共通する理論や技術を基盤とするターボチャージャーや蒸気タービンなどにも門戸を広げる意味で、今年から上記のように名称を変更している。ただし、継続性を考慮し、回数は続き番号とした。

一般講演は55件であり、内訳は空力：12件、伝熱：7

件、燃焼：10件、材料：4件、蒸気タービン：4件、システム：6件、サイクル：3件、エンジン・振動・騒音・構造：9件である。

今年初の試みとして、従来の「研究報告」に加えて「技術紹介」に関する論文も募集した。ユーザの発表者、参加者も増え、今後も製品開発側とのより活発な議論が期待できる。また、企画は先端技術フォーラム、オーガナイズドセッション2セッション、特別講演と盛りだくさんであり、1日目は3室での開催となった。多種の企画が功を奏したのか、149名と多数の参加者となった。トピックを下記に纏める。

1) 先端技術フォーラム

「スマート・エネルギーネットワークとガスタービンの役割」について、4名の講師の方から講演いただいた。用意した会場は埋めつくされ、関心の高さがうかがえた。最近、スマートグリッドという言葉は流行語のようにしばしば耳にし、わかったような気になっていたが、各方面の専門家の方からの講演を聞くと、国や地域、産業によっても対象としている範囲や取り組みが異なり、今後、いろいろな発展が期待されることが良くわかった。

2) オーガナイズドセッション (OS)

今回は、「蒸気タービンの最新技術動向」と「ガスタービン燃焼分野における最近の研究」の二つのOSで、各方面の専門家の方から最新技術動向を講演いただいた。蒸気タービンOSでは、ガスタービンと共通技術が多いにもかかわらずこれまで互いの研究者・技術者が交わる機会が少なかったが、今後の交流のきっかけになったのではと感じた。質疑応答も活発であり互いの成長が期待できるOSとなった。

燃焼OSではこれだけまとまった最新技術の講演を一度に聞ける貴重な機会となり、多くの方の刺激になったようである。

3) 特別講演

徳島県立博物館学芸員の長谷川賢二氏に「四国遍路の源流をさぐる」という題名で講演いただいた。パソコンとプロジェクタの接続不良にもかかわらず、細かなユーモアが随所にちりばめられた講演をいただいた。四国八十八か所巡りと呼ばれる行為は、いつ誰がはじめたのかははっきりしないこと、当初は弘法大師とは無関係であったことなど、一般的に知られていることとは異なる内容で興味深く聞くことができた。

4) 懇親会

副会長の筒井康賢先生の挨拶、名誉会員の松木正勝先生の乾杯の挨拶からはじまった。今年で3回目となる学生優秀講演賞には、東京大学の岡田隆一さんが受賞し表彰式が行われた。各学生のレベルは高く、実力は僅差であったとのことである。学生会員の増員や啓発活動の一環として始められたが、学生の発表がレベルアップし、自分も見習わなくてはと感じた。

3. 見学会

講演会翌日の10月22日に見学会が行われた。午前中は徳島市を南に下り阿南市にある出力70万kWの石炭火力、四国電力(株)橘湾発電所を訪問した。隣接する電源開発(株)橘湾火力発電所と合わせると出力280万kWの大規模石炭火力発電所で、四国全域だけでなく神戸方面、大阪方面へも送電している。効率の高い最新鋭機であり、ベースとして定期点検以外はほぼ定格運転しており、1日6000tの石炭を使用している。石炭灰をセメント材料等に全て有効利用しており、環境に対する配慮の高さがうかがわれた。もともと無人島だった小勝島の半分を二つの発電所で占めており、中でも石炭の貯蔵・処理などの設備の大きさに驚かされた。



橘湾発電所前にて

昼食後には、王子製紙(株)富岡工場を訪問した。予定より30分程早く到着したにもかかわらず、終了は予定時刻を超え、熱心に説明していただいた。紙の乾燥用と所内電力発電用の蒸気生成のため複数のボイラがあり、その

中の一つは燃料として一部廃プラスチックを使用しているとのことであった。廃プラにはボイラを傷める塩素系材料の混入を禁止しているが、塩化ビニール系が混入し、ボイラを停止せざるを得ない損傷が起こったことがあり、今では成分の抜き取り検査をしているとのこと。家庭から出されるごみが燃料として活かされており、ごみの分別はきちんとしなければ、と認識も新たにされた。

パンフレットなど表面に光沢のある紙の製造を行う工場自慢のコート紙製造用大規模マシンは全長277mとその大きさと長さに圧倒された。この日の夜の再稼働に向けて準備中で窓越しの見学となったが個別の質問にも図面を使って丁寧に説明していただいた。

帰途の前には鳴門海峡の渦潮を見学した。中潮ということで、渦は小さめであったが、大鳴門橋には見学コースがあり、一部ガラス張りの床からはミニ渦が楽しめた。



大鳴門橋と渦

4. 謝辞

いずれのイベントも大きなトラブルもなく実施できました。

市民フォーラムを共催いただいた徳島大学工学部の方々、講師の方々、定期講演会の講演者、参加者の方々、徳島県観光協会(コンベンション事業課)の皆様、見学会を受け入れていただいた四国電力(株)、王子製紙(株)、関係者の皆様に御礼申し上げます。

(学術講演会委員会委員)

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞選考結果について

表彰委員会
学術講演会委員会

平成22年10月20日、21日に徳島市で開催されました第38回日本ガスタービン学会定期講演会で実施した「日本ガスタービン学会学生優秀講演賞」について報告いたします。

本年で3回目となる学生表彰は、これまでと同様な方式で実施しました。

本年は対象となる講演が10件であり、審査対象の発表に合わせて5名の審査員が三部屋を歩き来しての審査となりました。講演の分野内訳は、空力関係：4件、伝熱・冷却関係：3件、燃焼器関係：2件、振動関係：1件、でした。審査は、発表内容に関して5項目、態度に関して3項目の評価項目を設け行いました。懇親会での表彰を行うため、該当講演の終了直後に審査会を実施しました。厳正かつ慎重な審査の結果、東京大学大学院 岡田隆一君「マイクロジェット噴射による超音速ジェット騒音の抑制」が選出されました。懇親会の席上、受賞者に対して、筒井副会長から賞状と副賞が授与されました。

最後に、審査をお願いした方々には、講演途中での会場移動や審査会の開催など貴重なお時間を拝借しましたことを、この場を借りて御礼申し上げます。

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞

マイクロジェット噴射による超音速ジェット騒音の抑制



東京大学大学院 工学系研究科
航空宇宙工学専攻（博士課程一年）
岡田 隆一

この度、日本ガスタービン学会定期講演会において学生優秀講演賞をいただき、大変光栄に思っております。

今回の講演ではジェット騒音を抑制する技術の一つであるマイクロジェットの騒音低減性能と、流れ場に及ぼす影響に関する調査結果を報告させていただきました。この受賞を励みに、騒音低減メカニズムの解明と工学的応用に近づく知見の獲得を目指して、更に日々の研究に精進する所存です。このような研究活動を通じて、日本のジェットエンジン、ガスタービン技術の発展に少しでも貢献できれば幸いです。

最後になりましたが、渡辺教授、姫野准教授、鶴沢助教、IHIの大石様をはじめご指導をいただいている方々に心から御礼申し上げます。

会 員 各 位

(社)日本ガスタービン学会
会 長 渡 辺 康 之

第36期評議員・監事選挙結果のお知らせ

第36期評議員ならびに監事の選挙につきましては、選挙管理委員会の立会いのもと無事開票作業も終わり、一覧表に示しますように監事2名、評議員80名が選出されましたことをご知らせいたします。

ところで、以前よりご説明いたしておりますように当学会では、今期中に新たな公益法人制度による公益社団法人となるべく、移行認定の準備を進めてきており、現在その申請中であります。従って、予定通りに移行申請が認定されれば、第36期からは新法人「公益社団法人日本ガスタービン学会」となりますが、新たな法人では、評議員、評議員会を設けないこととなっており、また、監事につきましては選挙ではなく総会の決議により選任されることとなりますので、今回ご投票いただいた選挙結果につきましては、新制度での公益社団法人がスタートした時点ですべて無効となることをご了解いただきたく、あらためてお願いいたします。



◇2011年度会費納入のお願い◇

2011年度会費をお納めいただく時期となりました。
下記金額を所定の口座または事務局宛お送りください。
尚、既に銀行引き落としの手続きをされている方は、
2011年3月23日貴口座より引き落としさせていただきますので、
ここにあらためてご連絡させていただきますので、
ご了承ください。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便為替	00170-9-179578
銀行	みずほ銀行 新宿西口支店
	普通預金口座 1703707
いずれも口座名は(社)日本ガスタービン学会です	

※会費の納入には、簡単、便利な「口座引き落とし」をお勧めいたします。未だ手続きをなさっておられない方は、巻末の預金口座振替依頼書にご記入の上、事務局までお送り下さい。自動振替をご利用されますと振込手数料は学会負担となります。

事務手続き合理化のため、皆様のご協力をお願いいたします。

第36期 (平成23年度) 監事・評議員選挙結果

監事(氏名五十音順)		勤務先
番号	氏名	勤務先
1	本阿弥 眞治	東京理科大学
2	吉田 豊明	元 宇宙航空研究開発機構
評議員(勤務先五十音順)		
番号	氏名	勤務先
1	今村 満男	(株)H I I
2	小林 文博	(株)H I I
3	濱崎 浩志	(株)H I I
4	米澤 克夫	(株)H I I
5	佐々木 直人	(株)H I I エアロスペース
6	狹間 隆弘	(株)H I I 回転機械
7	須田 祐志	(株)住原製作所
8	久貝 博康	沖繩電力(株)
9	永井 勝史	川崎重工(株)
10	木下 康裕	川崎重工(株)
11	永田 康史	川崎重工(株)
12	増田 裕司	関西電力(株)
13	山下 直之	関西電力(株)
14	上根 正則	九州電力(株)
15	松本 哲也	(株)神戸製鋼所
16	溝渕 俊寛	四国電力(株)
17	秋田 隆	ターボシステムズユニテッド(株)
18	川池 和彦	大同メタル工業(株)
19	清水 希茂	中国電力(株)
20	水本 明彦	電源開発(株)
21	宮原 忠人	東京ガス(株)
22	森 雅晶	東京ガス(株)
23	相澤 善吾	東京電力(株)
24	石井 潤治	(株)東芝
25	佐々木 隆	(株)東芝
26	佐藤 岩太郎	(株)東芝
27	小宮山 尚理	東芝ブラントシステム(株)
28	佐久間 直勝	東北電力(株)
29	秋田 浩市	トヨタ自動車(株)
30	内田 博	(株)豊田中央研究所

番号	氏名	勤務先
31	川上 雅由	新潟原動機(株)
32	井上 洋	(株)日立製作所
33	加藤 泰弘	(株)日立製作所
34	桜井 茂雄	(株)日立製作所
35	佐藤 和夫	(株)日立製作所
36	有馬 敏幸	(株)本田技術研究所
37	園田 豊隆	(株)本田技術研究所
38	有田 耕二郎	三井造船(株)
39	前川 篤	三菱重工(株)
40	貴志 公博	三菱重工(株)
41	有村 久登	三菱重工(株)
42	伊藤 栄作	三菱重工(株)
43	船崎 健一	岩手大学
44	西澤 敏雄	宇宙航空研究開発機構
45	福山 佳孝	宇宙航空研究開発機構
46	二村 尚夫	宇宙航空研究開発機構
47	柳 良二	宇宙航空研究開発機構
48	川田 裕	大阪工業大学
49	武石 賢一郎	大阪大学
50	辻本 良信	大阪大学
51	辻川 吉春	大阪府立大学
52	古川 雅人	九州大学
53	山崎 伸彦	九州大学
54	岩井 裕	京都大学
55	吉田 英生	京都大学
56	小尾 晋之介	慶應義塾大学
57	松尾 亜紀子	慶應義塾大学
58	橋本 正孝	神戸大学
59	古谷 博秀	産業技術総合研究所
60	白鳥 敏正	首都大学東京
61	藤綱 義行	超音速輸送機用推進システム技術研究組合
62	幸田 栄一	(助)電力中央研究所
63	藤岡 照高	(助)電力中央研究所
64	渡辺 和徳	(助)電力中央研究所

番号	氏名	勤務先
65	刑部 真弘	東京海洋大学
66	宇多村 元昭	東京工業大学
67	加藤 千幸	東京大学
68	金子 成彦	東京大学
69	寺本 進	東京大学
70	渡辺 紀徳	東京大学
71	村田 章	東京農工大学
72	吉本 成香	東京理科大学
73	中田 俊彦	東北大学
74	山本 悟	東北大学
75	桑原 達雄	(助)日本航空機エンジン協会
76	原田 広史	物質・材料研究機構
77	赤城 正弘	防衛省
78	林 茂	法政大学
79	杉山 弘	室蘭工業大学
80	太田 有	早稲田大学

投票総数	757票
評議員	736
監事	743
有効票	17
無効票	0
白票	4

先般第36期監事ならびに評議員の選挙を行いました。開票の結果をご報告いたします。

選挙管理委員長 中澤 則雄

2010年度第2回見学会のお知らせ

2010年度第2回見学会を下記の要領で開催いたします。奮ってご参加下さい。

1. 日 時：2011年2月24日(木) 13:00～16:30
2. 場 所：関西電力(株) 大飯原子力発電所関連施設
 - (1) エル・パークおおい (福井県大飯郡おおい町大島40字堤下)
 - (2) 原子力保修訓練センター (福井県大飯郡高浜町水明2)
3. スケジュール

12:30	集合
13:00～14:40	エル・パークおおい, 発電所 見学
15:00～16:30	原子力保修訓練センター 見学
17:00	解散
4. 参加要領
 - (1) 参加資格：日本ガスタービン学会員に限る。
 - (2) 定 員：40名 (申込み多数の場合は抽選とさせていただきます)
 - (3) 参 加 費：¥5,000 (若狭本郷駅から見学場所までの往復貸し切りバス代を含みます)
 - (4) 集合場所：最寄りのJR小浜線若狭本郷駅で集合・解散の予定です。詳細は別途参加者にご連絡します。
 - (5) 申込方法：下記の申込書に必要事項を明記の上、2月10日(木)までにFAX、郵送、またはE-mailにて学会事務局までお申込み下さい。

見学会参加申込書

申込締切日 (平成23年2月10日(木))

開 催 日 (平成23年2月24日(木))

(社)日本ガスタービン学会 行 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13-402

TEL : 03-3365-0095 FAX : 03-3365-0387

URL : <http://www.gtsj.org> E-mail : gtsj-office@gtsj.org

氏 名		GTSJ 会員番号	
勤務先			
勤務先 住 所	〒		
T E L		F A X	
連絡先	〒		
E-mail	(E-mailにてご連絡いたしますので必ずご記入下さい)		

第39回日本ガスタービン学会定期講演会・講演募集

下記の日程で、第39回日本ガスタービン学会定期講演会を、長野県松本市で開催いたします。講演をご希望の方は、期日までに所定の手続により講演の申込みをお願いします。開催時期が例年より3ヶ月ほど早くなっておりますので、ご注意ください。

主 催 (社)日本ガスタービン学会
協 賛 協賛団体はガスタービン学会ホームページ (<http://www.gtsj.org/>) をご覧ください。
開 催 日 2011年7月6日(水)、7日(木)
講 演 会 場 長野県松本文化会館
 長野県松本市水汲69-2
 TEL: 088-624-5111
<http://www.valley.ne.jp/~matsubun/index.html>

見 学 会 7月8日(金)に開催を予定しています。

講演関連日程

講演申込締切 2011年3月7日(月)
 講演採否連絡 2011年4月18日(月)
 論文原稿締切 2011年5月20日(金)

募集講演

「研究報告」及び「技術紹介」に関する講演を募集いたします。「研究報告」の対象は、ガスタービン及びターボ機械等に関する最近の研究で、未発表のものとなります。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限り、既発表の研究のレビューや関連情報(例えば、試験設備、設備運転実績等)の紹介等とします。講演論文集では「研究報告」と「技術紹介」の別を明示いたします。

ガスタービン本体及びその構成要素のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム、ユーザーの実績等に関する論文、さらに共通する理論や技術を基盤とする技術分野(ターボチャージャー、蒸気タービンなど)の講演も歓迎します。

講演時間

論文1件につき、講演15分、討論5分、合計20分です。

登壇者の資格

原則として、本会会員もしくは協賛団体会員に限ります。(1人1題目の制限はありません。)

講演申込方法と採否の決定

日本ガスタービン学会ホームページ (<http://www.gtsj.org/>) で講演申込みを受付けます。FAXで申込みの場合は、申込書に必要事項を記入して、日本ガスタービ

ン学会事務局宛にFAXしてください。申込書はガスタービン学会ホームページからダウンロードするか、ガスタービン学会事務局にご請求ください。FAXで申込みを行った場合は、ガスタービン学会事務局に電話またはEメールにてその旨をお知らせください。

締切後の申込みは受付けません。

講演の採否は日本ガスタービン学会において決定し、4月18日(月)までにEメールにて連絡する予定です。

(社)日本ガスタービン学会事務局

電話番号: 03-3365-0095

FAX番号: 03-3365-0387

Eメールアドレス: gtsj-office@gtsj.org

講演原稿の提出

講演会に先立ち、講演論文原稿をご提出いただきます。講演論文を講演論文集原稿執筆要領(日本ガスタービン学会ホームページに掲載)に従って、A4用紙2~6ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は、講演採否の連絡時にEメールに添付してお送りします。

講演会論文集付属CD-ROMについて

講演会論文集の原稿をpdfファイルにして、論文原稿締切日までに、原稿執筆要領にてご提出いただきます。

技術論文としての学会誌への投稿

原稿執筆要領に記載の要件を満たす「研究報告」の講演原稿は、著者の希望により、講演会終了後に通常の技術論文として投稿されたものとして受理されます。技術論文としての投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー2部、英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞

学生による「研究報告」の内、特に優秀な発表に対して表彰を行います。表彰された発表に対しては表彰状及び副賞が授与されます。エントリー希望者は申込時に所定の欄に○印をつけてください。

学生講演会参加旅費支援について

学生が登壇者として講演会に参加する際の旅費の一部を補助する予定です。審査方法等については学会HP等でお知らせします。

○ 本会共催・協賛・行事 ○

主催学協会	会合名	共催/協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本非破壊検査協会	第18回超音波による非破壊評価シンポジウム	協賛	2011/1/27-28	きゅりあん 小ホール	日本非破壊検査協会 学術課 TEL:03-5821-5105,FAX:03-3863-6524
日本マリンエンジニアリング学会	第55回特別基金講演会「船舶におけるエネルギーシフト～LNG燃料普及の可能性～」	協賛	2011/3/16	笹川記念会館	日本マリンエンジニアリング学会 URL:http://www.jime.jp
日本計算工学会	第16回計算工学講演会	協賛	2011/5/25-27	東京大学柏キャンパス 総合研究棟	計算工学講演会事務局 E-MAIL:jsces@ics-inc.co.jp URL:http://www.jsces.org/
日本機械学会	第16回動力・エネルギー技術シンポジウム	協賛	2011/6/23-24	関西大学千里山キャンパス100周年記念会館	日本機械学会 URL:http://www.jsme.or.jp/pes/Event/symposium.html
Pacific Center of Thermal Fluids Engineering (PCTFE)	The 8th Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing (PSFVIP-8)	協賛	2011/8/21-25	モスクワ大学 (ロシア)	PSFVIP-8 URL:http://8psfvip.phys.msu.ru/ CTFE URL:http://www.tuat.ac.jp/~pctfe/, 会長 望月貞成E-MAIL: motizuki@cc.tuat.ac.jp
日本マリンエンジニアリング学会	ISME KOBE 2011 (9th International Symposium on Marine Engineering)	協賛	2011/10/17-21	神戸国際会議場	日本マリンエンジニアリング学会 URL:http://www.jime.jp
日本鑄造協会	第13回世界精密鑄造会議 (The 13th World Conference on Investment Casting : WCIC)	協賛	2012/4/15-18	京都国際会館	日本鑄造協会 TEL:03-3432-2991,FAX:03-3433-7498 URL:http://www.foundry.jp/english.html

▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

石北 靖(I H I) 石樽 忠博(I H I) 小野 尚道(I H I) 小國 秀行(I H I)
 高和 潤弥(I H I) 仁田 耕造(I H I) 布部 剛(I H I)
 PALLOT Guillaume(I H I) 盛田 英夫(I H I)
 牧野 敦(宇宙航空研究開発機構) 山本 敏之(川崎重工業) 鶴田 和孝(東 芝)
 石川 学(豊田自動織機) 種田 剛夫(豊田自動織機) 照井 大輔(豊田自動織機) 松田 真明(豊田自動織機)
 岩崎 伸(三菱重工業) 宇磨谷 雅英(三菱重工業) 久保田 豊(三菱重工業) 藤井 雅也(三菱重工業)
 福本 皓士郎(三菱重工業) 山口 康介(三菱重工業)

〔学生会員〕

吉新 哲也(東北大学)



訃 報

終身会員 南 正己 君 92才

2010年10月21日 逝去されました

ここに謹んで哀悼の意を表します

日本ガスタービン学会入会のご案内

日本ガスタービン学会は、「エネルギー」をいかにして効率よく運用し、地球規模の環境要請に応えるかを、ガスタービンおよびエネルギー関連技術において追求する産学官連携のコミュニティーです。

会員の皆様からは、「ガスタービン学会に入会してよかったと思えること」の具体例として次の様な声が寄せられています：

- タテ（世代）とヨコ（大学、研究機関、産業界）の交流・人脈が広がった。
- 学会誌が充実しており、学会・業界・国外の専門分野の研究動向や技術情報が効率的に得られた。
- ガスタービンに熱い思いを持った人達と、家族的雰囲気の中で階層を意識せず自由な議論ができ、専門家の指導を得られた。

学会の概要（平成22年12月現在）

会員数：2,035名（正会員 1,959名、学生会員 76名） 賛助会員：108社
会員の出身母体数：企業・研究機関・官公庁等 約300、学校 約100

会員のメリット

個人会員（正・学生会員）：

学会誌無料配布（年6回）、学術講演会の論文発表・学会誌への投稿資格、学会賞受賞資格、本会主催の行事の参加資格と会員参加費の特典、本会刊行物の購入資格と会員価格の特典、調査研究委員会等への参加

賛助会員：

学会誌の無料配布、学会誌広告・会告掲載（有料）、新製品・新設備紹介欄への投稿、本会主催行事参加および出版物購入について個人会員と同等の特典、学会賞（技術賞）受賞資格

入会金と会費

正会員：入会金 500円、年会費 5,000円
学生会員：入会金 500円、年会費 2,500円
賛助会員：入会金 1,000円、年会費 一口 70,000円とし、一口以上

入会方法

学会ホームページにて入会手続きができます（<http://www.gtsj.org/index.html>）。

学会事務局にお電話いただいても結構です。申込書を送付致します。



〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

電話番号：03-3365-0095

E-mail: gtsj-office@gtsj.org

編集 後記

新年あけましておめでとうございます。本年もどうかよろしくお願い申し上げます。昨年末より、日本列島、特に、西日本地区は猛烈な寒波に見舞われておりますが、皆様、いかがお過ごしでしょうか。

さて、本号は「ガスタービンの最前線で活躍する研究者・技術者たち」というテーマの特集を中心として企画・編集致しました。昨年6月ごろ、本号を担当した編集理事・委員である、坂野（中部電力）、佐々木（IHIエアロスペース）、中野（IHI）、何れも敬称略、ならびに小生（加藤、東京大学）で企画素案を練った際、基本的な編集方針として、新年に皆様にお届けする号であるから、できるだけ未来志向色の強い、元気がでる特集とし、かつ、材料や空力、サイクルなどの特定の分野を深く掘り下げた、専門色の強い特集ではなく、幅広い分野の会員の皆様に読んでいただけるような内容にしよう、また、ガスタービン学会なのでガスタービン自体に焦点を当てた特集にしようという考えの下、前記のテーマが決まりました。

特集のテーマは決まったものの、本号が無事発行に至るまでには幾つかの懸念がありました。そのうち最大のものは、適切な執筆者の方が果たして見つかるだろうかということでした。通常の特集号であれば、ある特定の専門分野に焦点を当てるので執筆候補者は比較的簡単に見つかるのですが、本号のように、ガスタービン技術者・研究者として、これまでの開発に掛けた情熱や将来の夢を語ってくれるような方が見つかるだろうか、心配しておりました。しかし、幸いにも多くの理事・編集委員の方のご協力を賜ることができ、6名の方々に特集記事をご執筆いただくことができました。

ご執筆いただいた方々にも心から感謝申し上げます。小生もよく頼まれて拙稿を執筆し、業界各誌の誌面を汚したりしておりますが、本号のように、「ガスタービン学会誌の新年を飾る号として、ガスタービンに掛けた情熱や夢を語って下さい。」などという執筆依頼状が届いたら、2,3日考えた上、丁寧に執筆をお断りすると思います。この手の記事はいざ執筆しようすると誠に頭を悩ますことになるのが目に見えているからです。それにもかかわらず、執筆者の方々には快くご執筆をお引き受けいただき、誠に有難うございました。

さて、小生もこの編集後記を書くにあたって、特集記事を始めとして、研究室だより、喫茶室の全ての記事を拝読させ

ていただきました。特集記事は、メーカーにおけるガスタービン開発秘話や複合材料のガスタービンへの適用の苦労話、独法における極超音速ジェットエンジン開発に掛けている夢、ガスタービンプラント機器の寿命予測に関するユーザサイドの最新の研究状況、ならびに大学におけるガスタービンに関する教育・研究現場の様子など、誠に多岐にわたっております。いずれの記事も実に読み応えがあり、かつ、大変読みやすいものでした。特に、これらの記事を通して読んでみると、戦後における我が国のガスタービン開発から始まって、現状の開発課題、将来のガスタービンに期待される貢献やその実現のための技術課題など、正に、ガスタービンの過去・現状・将来が展望できる内容となっており、新年号として相応しいのではないかと思います。また、「喫茶室」にご寄稿いただいた、韓国の梁玉龍先生の記事も、戦後の日本と韓国におけるガスタービンの研究開発に関するものであり、偶然とはいえ、本号の記事として誠に相応しいものとなっております。執筆者の方々には重ねて御礼申し上げます。

蛇足になりますが、本特集号の企画は前述のように4名の理事・委員で担当しましたが、実態としては中部電力の坂野さん（理事）の献身的なリーダーシップで企画が進行していきましました。電力会社というガスタービンのユーザ企業からもこのような強力な支援が得られる当学会の結束力の強さや学会の良さを改めて認識した次第です。

（編集担当委員 東京大学 加藤千幸）

（表紙写真）

-1300℃級ガスタービン-

圧縮機・タービンロータの吊り込み作業光景

圧縮機・タービン一体ロータは火力発電設備の中でも最も重要な部品の一つであり、かつその据付精度はミリ単位を要します。写真は作業管理者1名と作業員数名による定期検査後の据え付け作業の様子を示しています。緊張した雰囲気の中、慎重かつ綿密な作業が続き、現場では声が途切れることなく、正にチームプレーといった状況で作業が進んでいきます。（提供：中部電力㈱）

だより

♣事務局 ☒ ♣

皆様 明けましておめでとうございます。

東京では穏やかな年明けを迎えることができましたが、所によっては年越し寒波に見舞われた方もいらっしゃると思います。皆様方はどのようなお正月を過ごされたのでしょうか。

今年の初詣は例年にも増して参拝客が多かったように感じます。不況や就職難など社会情勢の厳しい中、願い事は尽きません。昨今のパワースポットブームの影響もあるのか、二礼二拍手一礼という正しい作法で多くの人々が整然と参拝し静かに手を合わせる姿にお正月を実感しました。

人の集まる場所に出かけることやお金を使うことが運気を上げることに繋がると聞き、良い年になるように験を担い

で初売りに出かけ「福袋」を買いショッピングを楽しみました。運を呼び込み幸せの種を育てて喜びや心の豊かさを得られるよう、開運を期待しつつ充実した日々を過ごしたいと思っています。

さて、今年学会は大きな変革の年を迎えました。現在、公益社団法人への移行認定の申請中ですが、順調に移行認定を得られれば「公益社団法人日本ガスタービン学会」として新たなスタートを切る大切な年となります。春からは新組織として生まれ変わるべく、事務局のメンバーも気を引き締めて頑張ります。今年も会員の皆様のご協力をどうぞよろしくお願いいたします。（高田）

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿：会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿：本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿：学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報記事欄	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規程を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作物の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5156 Fax. 03-5733-5164
ニッセイエブプロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2010.8.27改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.39 No.1 2011.1

発行日 2011年1月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 村田 章
発行者 渡辺 康之
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
(普) 1703707
印刷所 ニッセイエブプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5156 Fax. 03-5733-5164

©2011, (社)日本ガスタービン学会

複写をご希望の方へ

本学会は、本誌掲載著作物の複写に関する権利を一般社団法人学術著作権協会に委託しております。

本誌に掲載された著作物の複写をご希望の方は、(社)学術著作権協会より許諾を受けて下さい。但し、企業等法人による社内利用目的の複写については、当該企業等法人が社団法人日本複写権センター(社)学術著作権協会が社内利用目的の複写に関する権利を再委託している団体)と包括複写許諾契約を締結している場合にあっては、その必要はございません(社外頒布目的の複写については、許諾が必要です)。

権利委託先 一般社団法人 学術著作権協会
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル3F
FAX: 03-3457-5619 E-mail: info@jaacc.jp

複写以外の許諾(著作物の引用、転載、翻訳等)に関しては、(社)学術著作権協会に委託致していません。直接、本学会へお問い合わせください。